TECHNICZNE NOWOŚCI LOTNICZE

MIESIĘCZNIK TECHNICZNO-NAUKOWY POŚWIĘCONY LOTNICTWU

ROK IV. WARSZAWA – LUTY 1936 r. Nr. 2.

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

TREŚĆ

FIZYKALNE PODSTAWY PRACY ŚWIECY ZAPŁONOWEJ I WYPŁYWAJĄCE Z NICH WNIOSKI PRAKTYCZNE*)

Inż. KONRAD JAGOSZEWSKI

(Dokończenie)

c) Cieplne wyważenie świecy.

Dla uzyskania prawidłowej pracy świecy stosunek temperatury najwyższej do najniższej osiąganej przez powierzchnię komory świecy a głównie dolnej części izolatora nie powinien być większy, aniżeli 1,8 : 1. Wartość tę otrzymujemy w wyniku następujących rozważań. Dolna temperatura, przy której następuje jeszcze zupełne spalanie smaru, wynosi przeciętnie około 500°C. Z drugiej zaś strony odporność na samozapłon stosowanych dziś mięszanek paliwowych nie przekracza 900° C.

Przez zastosowanie środków katalizacyjnych, podanych w rozdziale o iskrzeniu, oraz paliw o wysokiej odporności na detonację, stosunek ten nieco się powiększy.

Rozpatrzmy teraz warunki, w jakich pracuje świeca na silniku. Dopóki mieliśmy do czynienia z silnikami chłodzonemi wodą, stosunek granicznych temperatur niewiele przekraczał wyżej podaną wartość, stąd też dostosowanie do nich świec wielkich trudności nie przedstawiało. Z chwilą jednak pojawienia się silników chłodzonych powietrzem o wysokim stopniu sprężania ze sprężaniem wstępnem, a zwłaszcza wbudowanych na samoloty nowoczesne o dużej rozpiętości szybkości, sprawa uległa raptownie pogorszeniu. Przeprowadzone przez nas próby w locie, w skrajnych warunkach lotu, dały stosunek temperatur mierzonych pod świecami 3,6 : 1, a więc dwukrotnie przekraczający normalne warunki pracy świecy. Nie powinny nas zatem dziwić trudności, z jakiemi od pewnego czasu borykają się wytwórcy (nie tylko nasi) świec, tembardziej, iż w pierwszej chwili, mówiąc szczerze, nikt nie orjentował się, co się stało i o co właściwie chodzi.

Nie chcąc w tej chwili wdawać się w daleko idące rozważania nad przebiegiem temperatur w komorze spalania i towarzyszącym im rozgrzewaniem się i ochładzaniem świecy, pozwolimy sobie stwierdzić krótko, co następuje.

1) Kształt krzywej zamkniętej i jej umieszczenie w wykresie V, T, po której przebiegają temperatury łba i elektrody środkowej w czasie jednego cyklu silnika, decyduje o odporności świecy na zaoliwianie.

2) Temperatura gorących części izolatora osiągana pod koniec suwu sprężania kwalifikuje świecę pod względem podatności do wywoływania samozapłonów.

3) Wobec faktu, iż każdy typ silnika wywoła inny przebieg wymienionej w punkcie

---

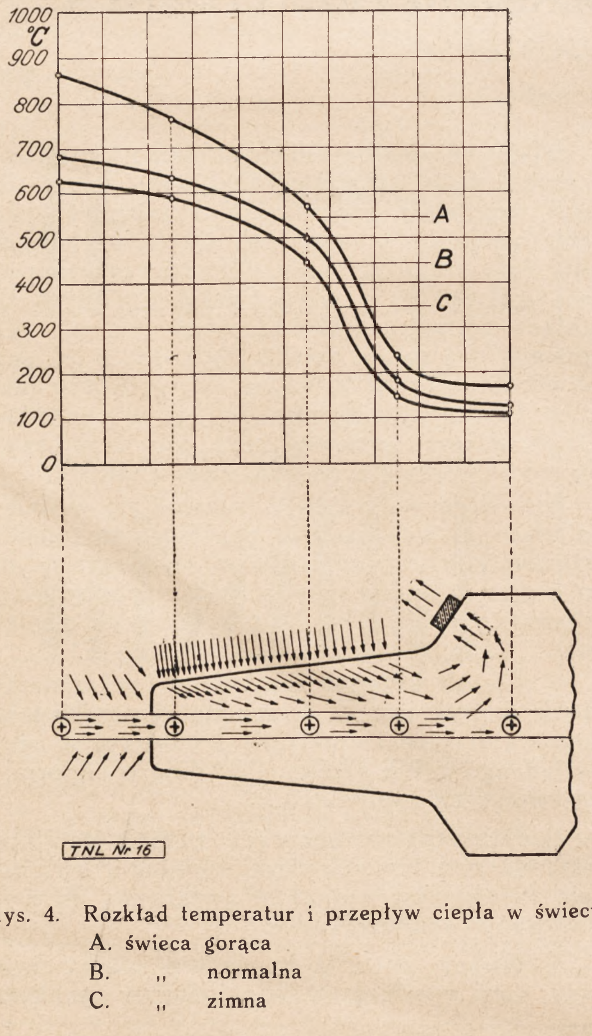
*) Odczyt wygłoszony na zebraniu Związku Polskich Inżynierów Lotniczych dn. 20.XII.35 r.

1) charakterystyki (inny stopień sprężania, inne umieszczenie świec, inne chłodzenie), że następnie warunki te zmieniają się zależnie od typu i przeznaczenia płatowca, typy świec muszą być zróżniczkowane w zależności od silnika i przeznaczenia płatowca.

Dwa pierwsze punkty stanowić również mogą podstawę do klasyfikacji świec słuszniejszą, niż dotychczasowy sposób podziału na świece zimne, normalne i gorące, podstawę wreszcie, według której możliwa będzie, przy stworzeniu odpowiednich warunków chłodzenia, wycena świec na hamowni bez konieczności uciekania się do trudnych i kosztownych prób w locie.

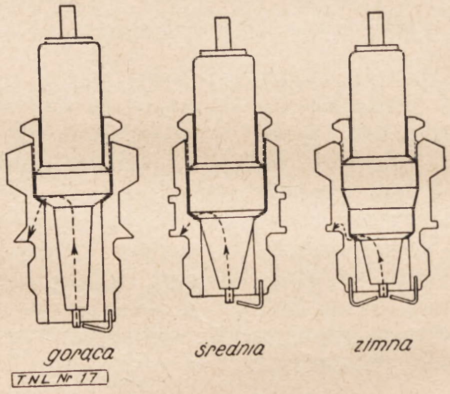
Opanowanie bodaj kompromisowe tak przeciwstawnych warunków silnika i świecy uzyskuje się przez umiejętne powiązanie pojemności cieplnej i chłodzenia świecy. Wpływ pojemności cieplnej według posiadanych przez nas informacji nie był jeszcze nigdzie badany i stanowi jeszcze dla badaczów teren dziewiczy.

Sprawa chłodzenia została już nieco przewentylowana: wykres rys. 4, pochodzący z laboratorjum firmy Defiance Spark Plugs,



Rys. 4. Rozkład temperatur i przepływ ciepła w świecy
A. świeca gorąca
B. „ normalna
C. „ zimna

U.S.A., przedstawia rozkład temperatur w poszczególnych elementach świecy. Pamiętając o tem, iż rozkład przepływu strumienia ciepła przez poszczególne części świecy jest proporcjonalny do panującej między niemi różnicy temperatur, widzimy, iż miejscem najintensywniejszego przepływu ciepła są elementy leżące między rdzeniem izolatora a sześciokątem oprawki świecy; sam zaczep wypromieniowuje nieznaczną zaledwie część ciepła. W ten sposób staje się zrozumiałe, dlaczego podkreślana jest konieczność wprowadzenia mas izolacyjnych o wyższych spółczynnikach przewodności cieplnej. Przewodność cieplna materjałów, stosowanych na rdzenie izolatora (stali chromoniklowej i manganowej), jest również nieduża, stąd wprowadzenie przez wiele firm okładziny rdzenia z miedzi. Tem się również tłomaczy użebrowanie oprawek świecowych dla zwiększenia powierzchni odprowadzającej oraz spotykane niekiedy użebrowanie zaczepów, które to ostatnie udoskonalenie należy jego producentom wybaczyć, gdyż prawdopodobnie nie wiedzą, co czynią. Najczęściej stosowanym sposobem regulowania temperatury dolnej części izolatora jest zmiana przewodności cieplnej na drodze przepływu od części nagrzanej do chłodzonej. Załączony rys. 5 wyjaśnia sprawę tę bliżej. Stąd również wypływa sposób podziału świec na kategorje zimnych, normalnych i gorących.



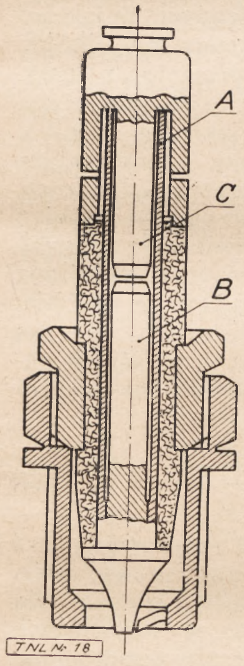
Rys. 5. Wpływ kształtu na własności cieplne świec.

Na podstawie powyższej analizy możliwe staje się utworzenie równania przy wielokrotnem zastosowaniu równania Maxwell'a dla ilości ciepła pobieranego i oddawanego przez powierzchnie, odpowiednią ilość razy powtórzonego równania Fourier'a dla poszczególnych elementów, przewodzących ciepło oraz po uwzględnieniu ich pojemności cieplnej, według którego to równania da się jednoznacznie określić wielkości powierzchni nagrzewanych i chłodzonych oraz przekrojów i długości poszczególnych elementów świecy, mając jako dane jednostkowe obciążenie termiczne cylindra i uwzględniając wielkości skrajnych do-

puszczalnych temperatur dla dolnej części izolatora.

Ponieważ jednak jesteśmy ograniczeni nietylko czasem i przestrzenią, lecz również ramami bardzo skromnych budżetów, nie możemy w tem miejscu zobowiązywać się, iż ważkie to zagadnienie wejdzie dość szybko na nasz warsztat.

Zgóry natomiast uprzedzamy, iż w jakikolwiek sposób świeca dzisiejsza zostanie obliczona i zbudowana, zawsze będzie ona jedynie kompromisowem rozwiązaniem wobec wspomnianej wyżej kardynalnej sprzeczności warunków pracy świecy i nowoczesnego silnika lotniczego. Nie jest wykluczone, iż przy dalszym wzroście rozpiętości temperatur silnika trzeba będzie uciec się do zastosowania zmiennego chłodzenia świecy przy pomocy specjalnych deflektorów.



Rys. 6. Świeca izotermiczna A. Tebaldi

Ciekawą bardzo próbą rozwiązania tego zagadnienia jest świeca izotermiczna pomysłu A. Tebaldi'ego. Zasadą jej jest wprowadzenie jak gdyby dodatniego spółczynnika przewodności cieplnej, to znaczy, że ze wzrostem temperatury rośnie również przewodnictwo cieplne materjału.

Załączony rys. 6. przedstawia budowę wspomnianej świecy. Trzy części zasługują tu na uwagę: rurka A, będąca jednocześnie rdzeniem, stosunkowo cienkościenna, prawdopodobnie o małem wydłużeniu linjowem i małym spółczynniku przewodności cieplnej, część B, zakończona od dołu łbem elektrody środkowej o bardzo dużym spółczynniku wydłużalności linjowej i część C, przechodząca w zaczep, o dużej powierzchni chłodzenia. Między częściami B i C znajduje się odstęp, który zależnie od temperatury i wydłużenia B maleje lub rośnie, zmieniając tem samem warunki przenoszenia ciepła z części B na część C w tym sensie, że układ obu tych części przewodzi lepiej przy wysokiej temperaturze części B niż przy niskiej, zgodnie z postawioną przez nas wyżej zasadą.

Jak widać z rysunku, wobec długiej drogi dla strumienia ciepła świeca ta należy do typu gorącego. Obszar regulacji świecy wobec niekorzystnego stosunku powierzchni czołowej do bocznych części B i C nie wydaje się zbyt wielki. Przy pracy ustalonej silnika, naprzykład na samolocie komunikacyjnym, świece te mogą spełniać z dużem prawdopodobieństwem dobrze swe role, natomiast według naszego zdania przy szybkich zmianach obciążeń i chłodzenia silników na samolotach myśliwskich działanie wymienionego regulatora budzi poważne wątpliwości tak ze względu na obszar zmian obciążeń termicznych jak i bezwładność układu regulacyjnego.

W każdym razie nie przesądzając jeszcze sprawy przed dokonaniem prób z powyższą świecą, musimy podkreślić wyjątkową, jak na rozpatrywaną dziedzinę, odwagę konstruktora, odwagę samodzielnego myślenia.

d) Wytrzymałość mechaniczna.

Obraz rozkładu naprężeń i wielkości sił występujących w świecy jest również jeszcze bardzo niejasny. Obserwowane naprzykład urywanie się elektrody środkowej w miejscu wskazanem na rys. 1 (przekrój a — a), gdzie zdawałoby się, występują nieznaczne jeno siły ściskające, pochodzące od okresowych skoków ciśnienia w cylindrze, urywanie łba rdzenia i tem podobne (oczywiście główną rolę gra tutaj rozszerzanie się poszczególnych elementów) wskazują na konieczność starannego zbadania tej sprawy. W oczekiwaniu zatem szybkich skutków naszego apelu pozostawiamy rozpatrzenie tej sprawy innemu godniejszemu od nas referentowi.

e) Ekranowanie świec.

Rozpatrzmy jeszcze sprawę zaburzeń elektromagnetycznych, powstających w czasie pracy układu zapłonowego. Źródło napięcia, jakiem jest iskrownik, daje napięcie zmienne przerywane, o przebiegu wybitnie odkształconym, bogatym tym samym w składowe harmoniczne o szerokim zakresie częstotliwości. Jeśli do tego dołączymy przebiegi w czasie wyładowania iskrowego na świecy o charakterze oscylacyjnym, otrzymamy bardzo szeroką gamę częstotliwości zaburzeń, promieniujących z obwodów w postaci fal elektromagnetycznych. Następnie jeśli uwzględnimy bliskość układu promieniującego i odbiorczego na samolocie, możliwość ewentualnych sprzężeń pojemnościowych i indukcyjnych obwodów zapłonowych i odbiorczych, otrzymamy obraz trudności, z jakiemi walczyć musi radjokomunikacja lotnicza.

Środkami zaradczemi jest wprowadzenie odpowiednio dobranej oporności tłumiącej do obwodów zapłonowych bądź też zamknięcie całego układu zapłonowego powłoką metalową, połączoną wielokrotnie z masą samolotu, tak zwane ekranowanie, bądź też oba sposoby łącznie.

Uzyskane przez zastosowanie pełnego ekranowania obniżenie poziomu zakłóceń, pochodzących od pracy układu zapłonowego,

w/g badań amerykańskich [1]) wyraża się stosunkiem 5500 : 4 jest więc b. znaczne aczkolwiek jeszcze w pewnych wypadkach niedostateczne.

Oczywiście, sposoby podane są ujęciem sprawy od końca, od skutków, podczas gdy należałoby podejść od przyczyn. Gruntowne przestudjowanie tego zagadnienia, kto wie, czy nie doprowadzi nas do radykalnych zmian w dotychczasowym sposobie zapłonu.



Rys. 7.
Swieca ekranowana B. G.

Świeca jako element obwodu zapłonowego, jakkolwiek krótki, wymaga również ekranowania. Ładnem przejściem konstrukcyjnem ze świecy normalnej do ekranowanej jest rozwinięcie nakrętki zaciskającej w cylinder zamknięty od góry pokrywką. Główna trudność w rozwiązaniu polegać tu będzie na umiejętnem przepuszczeniu ekranu kabla wysokiego napięcia przez pokrywkę w ten sposób, aby uzyskać należyte połączenie elektryczne ekranu kabla i świecy, dostateczne bezpieczeństwo przed wyładowaniem wysokiego napięcia na ekran, dobry styk zaczepu świecy z żyłą kabla i wreszcie bezpieczeństwo przed dostawaniem się wody z opadów atmosferycznych do wnętrza ekranu świecy. Obawa niektórych producentów przed pogorszeniem ochładzania świecy jest bezpodstawna, gdyż jak widać z wykresu rys. 4. główny strumień ciepła jest promieniowany przez oprawkę świecy i nakrętkę zaciskającą a tylko minimalnie przez zaczep i górną część izolatora. Rys. 7 podaje przekrój świecy ekranowanej B. G., obrazujący wyżej wyłożone zasady.

Na tem skończyliśmy rozpatrywanie warunków pracy świecy. Rozważania powyższe i otrzymane wnioski pozwoliły nam na zorjentowanie się w zasadniczych bodaj objawach, występujących przy pracy świec i na ustalenie warunków przeprowadzania prób nad niemi.

[1]) „Suppressing Ignition-Interference on Radio Equipped Aircraft" E. A. Robertson and L. M. Hull, S.A.E. Journ. 27, 78 (1930).

Badanie świec

Wyżej wyszczególnione wymagania stawiane świecom dotyczyły:

1) Iskrzenia świecy.
2) Szczelności.
3) Dostosowania cieplnego świecy do silnika.
4) Trwałości świecy.

Nie chcąc przekraczać ram niniejszej pracy podawaniem opisu szczegółowego przeprowadzanych prób i niezbędnych urządzeń, powiemy krótko. Komplet świec, przeznaczony do próby, po zbadaniu na iskrzenie i szczelność zostaje poddany próbie trwałości w czasie 50-godzinnej pracy na silniku lotniczym przy 9/10 mocy nominalnej. Co 10 godzin pracy świece zostają wykręcone z cylindrów i poddane kontroli iskrzenia i szczelności. Otrzymane w ten sposób wyniki przeciętne dla całego kompletu wnoszone są w układ spółrzędnych, dając przebiegi zmian, zachodzących w iskrzeniu i szczelności na skutek pracy na silniku. Jako odciętą dla iskrzenia przyjęto z pewnych względów wysokość ciśnienia powietrza, przy którem wyładowanie iskrowe zanika. Oczywiście napięcie przyłożone i temperatura pozostają dla wszystkich pomiarów jednakowe, równe pewnym przyjętym wielkościom. Stopień nieszczelności, mierzony na świecach zimnych pod ciśnieniem 10 kg/cm^2 powietrza, określony jest ilością uchodzącego powietrza w cm^3/min. Nieszczelności podane na wykresach nie są rzeczywiste; dla otrzymania tych ostatnich należy skorygować wielkości podane na wykresach w/g wzoru:

$$u = \frac{u'(2u' + 1243{,}3)}{1033{,}3} \quad \ldots\ldots (2)$$

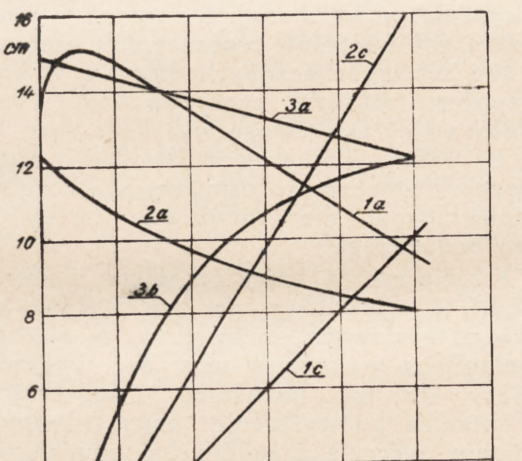
gdzie u oznacza nieszczelność rzeczywistą, zaś u' nieszczelność pozorną podaną na wykresie.

Krzywe uzyskane w opisany sposób dla trzech typów świec, badanych w kompletach po dziewięć sztuk, które przeszły wspomniane próby w warunkach analogicznych, podaje rys. 8. Cyfry 1, 2 i 3 oznaczają typ badanej świecy, litery użyte wskazują na rodzaj próby: a — próba iskrzenia, b — próba szczelności, c — przyrosty odległości międzyelektrodowych, mierzonych mikrometrem szczelinowym, przyczem odległość przerwy iskrowej na początku próby została dla wszystkich typów świec jednakowo wyregulowana. Analiza przebiegu wymienionych krzywych daje szereg cennych wskazówek.

Krzywe iskrzenia a wskazują na wysoką wartość świecy typu 3 w odniesieniu do pozostałych, nietylko ze względu na przebieg lecz i z uwagi na wysokość położenia punktu początkowego, zależnego od kształtu i materjału elektrody. Przebieg tych krzywych warunkowany jest zmianą wielkości przerwy iskrowej oraz zależy od stopnia zanieczyszczania się w

czasie pracy dolnej części izolatora, innemi słowy od zmiany podanego wyżej stosunku $k = R_i/R_p$. W celu zdania sobie sprawy, w jakim stopniu zmiana obu tych wielkości zachodzi dla świecy badanej, wprowadziliśmy kontrolny pomiar zmian przerwy iskrowej. Z tych względów oraz z powodu, iż jest to świeca produkcji krajowej, najciekawszy jest dla nas przebieg krzywej 1a. Przebieg jej wykazuje maksymum nieobserwowane dla innych, poczem w porównaniu z krzywą 2a spadek szybszy, aniżeli wypływałoby to z porównania krzywych 1c i 2c.

Pierwsze zjawisko, wskazuje na początkową obecność powietrza inkludowanego w warstewkach miki dolnej części izolatora, które naskutek uzyskanej w czasie pracy na silniku obróbki cieplnej zostaje usunięte, powiększając wielkość R_i. Przy dalszej pracy wartość oporności izolacji poczyna skolei pogarszać się, wywołując przez to silniejsze opadanie krzywej iskrzenia. Pozostawiając wyciągnięcie odpowiednich wniosków praktycznych zainteresowanym, zauważymy, iż wobec niepewności pomiarów przy pomocy szczelinomierza i tem samem znacznego rozrzucenia punktów pomiarowych, odnoszących się do wypadkowej ich krzywej c, nie udało nam się rozdzielić wpływu zmian R_i i R_p na przebieg krzywych a.



Rys. 8. Wpływ pracy świecy na jej iskrzenie, szczelność i zużycie elektrod.

Zaprojektowanie obecnie przez nas nowe urządzenie pomiarowe pozwoli nam w przyszłości na ścisłe rozgraniczenie, dzięki czemu możliwa stanie się wycena wartości materjału i kształtu elektrod, izolacji i stopnia zanieczyszczenia świecy.

Przeprowadzając wreszcie w powyższym wykresie prostą równoległą do osi czasu na wysokości ciśnienia odpowiadającego końcowi suwu sprężania danego silnika, znajdujemy czas, po upływie którego należy przeregulować odstęp elektrod dla umożliwienia pracy silnika.

Krzywe b przedstawiają przebieg wzrostu nieszczelności. Rzut oka na nie natychmiast wskazuje na niedostateczność wyceny szczelności świecy według jej stanu początkowego. Przecięcie się krzywej nieszczelności z linją odpowiadającą dopuszczalnej nieszczelności spowoduje dyskwalifikację świecy.

Ustalenie wysokości ostatniej linji zależyć będzie między innemi od wpływu temperatury świecy na jej nieszczelność i zależności spadku mocy silnika od nieszczelności, przeprowadzenie jednak tych badań chwilowo z pewnych względów leży poza możliwościami autora.

Wprowadzenie powyższej metody badania pozwoliło nam na staranniejszą kwalifikację świec, aniżeli według dotychczasowej uproszczonej formuły, dzielącej świece na dobre i złe. Równocześnie przez porównanie z uznanemi za najlepsze świecami światowych wytwórni znaleźliśmy objektywny wskaźnik dla dobroci świec produkcji krajowej i granicę dla wymagań przez nas stawianych. O innych skutkach mówić nie potrzebujemy.

Obawa niektórych fachowców silnikowych iż próba 50-godzinnej pracy przy 9/10 mocy nominalnej jest niedostatecznem kryterjum dla póżniejszej pracy świec w warunkach linjowych jest conajmniej bezpodstawna. Dotychczasowe nasze obserwacje jak również przeprowadzana obecnie statystyka dużej ilości materjału z linji prawdopodobnie pozwoli nam na skrócenie czasu próby i zmniejszenie tem samem kosztów wyceny.

Pozostaje nam jeszcze omówienie próby odnoszącej się do wyceny przystosowania cieplnego świecy dla silnika (a raczej ściśle mówiąc do typu płatowca z danym silnikiem).

Nie mogąc chwilowo ze względów podanych wyżej, jak również z powodu braku danych odnoszących się do przebiegu temperatur w locie, przeprowadzić próby na hamowni według wytycznych, postawionych w rozdziale o cieplnem wyważeniu świecy, zmuszeni byliśmy uciec się do prób w locie.

Program prób ułożony był w ten sposób, by uzyskać dane odpowiednio do poniższych punktów:

1) Skłonność świecy do wywołania samozapłonów.

2) Zaoliwianie świec oraz

3) W przewidywaniu ostatniego, określenie przeciągu czasu, niezbędnego do przepalenia zaoliwionej świecy.

Odpowiedź na 1) da nam próba wznoszenia przy przepisanej dla danego typu samolotu szybkości do wysokości nominalnej, na 2) lot nurkowy odpowiednio uwarunkowany, na 3)

wreszcie (na co zgodziliśmy się z konieczności z uwagi na silnik) przejście z nuru do pallier przy pełnym gazie z równoczesnem stopowaniem czasu, upływającego od chwili przesunięcia rączki gazu na „pełny" do uzyskania równej pracy silnika.

Przeprowadzone w ten sposób próby ze świecami, które przeszły już z dobrą lokatą 50-godzinną próbę na hamowni oraz równocześnie obserwowany przebieg temperatur pod świecami i innemi częściami silnika pozwoliły nam stwierdzić:

1) wspomnaną wyżej rozpiętość stosunku temperatur granicznych świecy i nowoczesnego silnika.

2) przebieg temperatur w czasie wznoszenia, które osiągają swe maksymum na wysokości 4 do 4½ tysiąca metrów, co łatwo tłomaczy się na podstawie niżej podanego wzoru Bossinesq'a[1]), poprawionego nawiasem mówiąc przez Nusselta, występowaniem przy chłodzeniu dwóch przeciwstawnych parametrow: temperatury otoczenia i gęstości powietrza chłodzącego (przy stałej szybkości powietrza).

$$t_w = t_a + C \frac{\mu^x}{k} \cdot \frac{1}{(\rho V)^x} \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

gdzie oznaczają:

t_w — temperatura ścianki cylindra
t_a — temperatura powietrza
μ — lepkość bezwzględna powietrza
k — spółczynnik przewodności cieplnej
ρ — gęstość powietrza
V — szybkość powietrza
C — stała należna od układu jednostek
x — wykładnik, wahający się od 0,4 do 0,8

Dodatkowo pragniemy zaznaczyć, iż znajomość tego wzoru pozwala nam na odtworzenie warunków chłodzenia w locie na hamowni.

3) Ponadto próby potwierdziły nasze przewidywania, iż świece dzisiejsze są jedynie kompromisowem rozwiązaniem. Występujące przy nurze zaoliwienie (temperatura pod świecą około 70°C) po przejściu do normalnych warunków pracy silnika powinno ulec przepaleniu w czasie jaknajkrótszym. Zaobserwowane czasy dla badanych świec wynosiły od 5 do 10 sekund, co radzimy szczerze pilotom w swoich rachunkach uwzględniać.

Zakończenie

Tak oto z punktu naszego skromnego doświadczenia i zdobytej wiedzy przedstawia się sprawa świec zapłonowych.

Pobieżne już zapoznanie się z naszemi wywodami pozwoli zapewne czytelnikowi na zorjentowanie się, iż wytworzenie świecy dobrej nie jest bynajmniej sprawą łatwą, ale też nie przekracza naszych skromnych ludzkich możliwości bez potrzeby wmawianej w nas przez wielkich wtajemniczonych uciekania się do objawienia i nadużywania współpracy życzliwych demonów. Skomplikowany węzeł nie jednokrotnie sobie przeciwstawnych warunków i właściwości zapewne, iż sprawy nie upraszcza.

Inna rzecz, iż czas już najwyższy, by nasze wytwórnie zechciały podchodzić do produkcji świec z mniejszym entuzjazmem, z większą natomiast znajomością rzeczy. Strona konstrukcyjna powinna być oddana w ręce ludzi o odpowiedniem przygotowaniu fizyczno - inżynierskiem, zaś wykonawcza poddana staranniejszej kontroli wstępnej i międzyoperacyjnej. Dla zorjentowania się, jak sprawę należytej kontroli rozumieją gdzieindziej, pozwolimy sobie zauważyć, iż świeca wytwórni Hurley-Townsend Corporation (jedna z najlepszych świec na świecie) przechodzi około 90 czynności kontrolnych wstępnych, międzyoperacyjnych i końcowych, dając w rezultacie produkt jednolity, wytrzymujący bez potrzeby regulacji i czyszczenia do 400 godzin pracy na silniku lotniczym.

Stacje doświadczalne państwowe powinny przyjść wytwórniom z pomocą przez stawianie jasnych, sprecyzowanych i słusznych wymagań, przez przeprowadzanie trudniejszych prób i doświadczeń, co jednak w ramach obecnie istniejących budżetów rzeczowych i osobowych na ten cel przeznaczonych daje się w bardzo szczupłym zakresie urzeczywistnić. Słuszne byłoby wziąć pod uwagę wysokość sum, rocznie na zakup materjału zapłonowego angażowanych, i możliwe do osiągnięcia oszczędności eksploatacyjne dla znalezienia właściwszej skali budżetowej.

Trzecią rzeczą, którą pragniemy podkreślić, to fakt, iż wyprodukowanie świecy dobrej z wysokowartościowych materjałów o starannem i jednolitem wykonaniu musi być droższe, niż świecy, że tak nazwiemy, „jednodniówki". Ewentualne podwyższenie ceny jednostkowej zostanie pokryte z nadwyżką zmniejszeniem kosztów eksploatacyjnych silników. Inna jeszcze rzecz, że do wyceny kosztów własnych i generalnych producenta powinni być wybierani powołani a nie odwrotnie.

Kończąc niniejszą pracę, nie rozminiemy się z prawdą, gdy powiemy, iż chętnie pójdziemy na rzeczowe przedyskutowanie wysuniętych przez nas tez, i z żywą radością powitamy każdy fakt dowodzący, iż skromne nasze wysiłki nie przebrzmiały bez echa.

*) „Evaluation of Variables Influencing Air Cooling of Engines" Kenneth Campbell, S. A. E. Journal, November 1935.

Errata: W n-rze styczniowym na str. 14, kolumna 2, wiersz 19 wkradła się pomyłka, którą prosimy skorygować: zamiast słowa „elastyczności" powinno być „plastyczności" (Przyp. Red.).

O CELLONACH I LAKIERACH LOTNICZYCH

Inż. BOLESŁAWA MIELNIKOWA

(Dokończenie)

Część II. Lakiery i emalje w lotnictwie

Z kolei przystąpimy do zapoznania się z rodzajami bezbarwnych i kolorowych powłok ochronnych do metalu i drzewa, tak zwanemi lakierami i emaljami.

Najprostszą barwną powłoką ochronną jest farba olejna, która składa się ze zwykłego pokostu lnianego, roztartego dokładnie z suchą farbą nieorganiczną i rozcieńczonego do potrzebnej konsystencji zapomocą terpentyny lub benzyny lakowej.

Szlachetniejszemi gatunkami powłok są lakiery i emalje olejowo-żywiczne. Właściwie nazwą lakieru oznaczamy naogół powłoki lakierowe bezbarwne, podczas gdy barwne noszą nazwę emalji lub farb lakierowych. Lakiery i emalje olejowo-żywiczne zawierają jako więziwo nie zwykły pokost lecz oleje schnące (olej lniany i drzewny), zagęszczone, to jest specjalnie spolimeryzowanie w wysokich temperaturach wobec dwutlenku węgla. W olejach tych rozpuszczane są żywice, jako rozcieńczacze zaś używane są jak przy farbach terpentyna lub benzyna lakowa; w emaljach znajdują się prócz tego roztarte farby mineralne. Z żywic dodawanych do lakierów wymienić należy kalafonję, żywice szlachetne naturalne, tak zw. kopale, pochodzenia afrykańskiego i amerykańskiego, dalej żywice sztuczne kopalowe, jak Albertoll, stanowiące kondensaty kalafonji z fenolami, i wreszcie stosowane z powodzeniem w ostatnich czasach żywice syntetyczne, jak glyptale, żywice winylowe i t. p. oraz między innemi chlorokauczuk, który nadaje się specjalnie do sporządzania lakierów kwasoodpornych.

Najtańsze i najgorsze gatunki lakierów i emalji są sporządzane na nieprzerobionej kalafonji; lakiery takie nie nadają się do użytku w lotnictwie ze względu na swą całkowitą nieodporność na wodę. Łatwo je rozpoznać, gdyż przy zanurzeniu do wody przedmiotu (kawałka metalu lub drzewa) pokrytego takim lakierem już wyschniętym, na jego powierzchni po upływie kilku godzin ukazują się białe plamy i bąble, lakier mięknie i odstaje od podłoża.

Do lakierów olejowo-żywicznych należą również emalje i lakiery „piecowe"; są one sporządzone z żywic wysokotopliwych i rozcieńczone ciężkiemi rozcieńczaczami, jak toluol i ksylol. Nazwa ich pochodzi stąd, że lakiery te wymagają suszenia w wyższych temperaturach w piecach, co ma na celu uzyskanie trwałych powłok ochronnych, odpornych na ogrzewanie i niektóre czynniki przy specjalnych zastosowaniach.

Specjalny typ lakierów olejowożywicznych, stanowią lakiery asfaltowe, w których żywice zastąpione są przez bituminy pochodzenia naftowego lub węglowego.

Obok lakierów olejowo żywicznych wymienić należy lakiery czysto żywiczne, składające się wyłącznie z żywic i rozpuszczalników; tutaj należą jak zwane lakiery spirytusowe, które jak nazwa wskazuje, stanowią roztwory żywic w spirytusie. Lakiery te są przedewszystkiem używane w przemyśle meblowym jako tak zwane politury. W lotnictwie znajdują zastosowanie w postaci bejc do drzewa.

Najbardziej rozpowszechnionemi obecnie ze względu na szybkość i łatwość pracy z niemi są emalje nitrocelulozowe. Stanowią one roztwory nitrocelulozy, żywic i plastyfikatorów w mieszaninach lotnych rozpuszczalników; prócz tego zawierają barwnik.

Zaznaczyć należy, że gatunek nitrocelulozy, z którego przygotowuje się wspomniane emalje, jest zujełnie inny, niż gatunek nitrocelulozy, używany do sporządzania cellonów. Nitrocelulozy te różnią się od siebie wiskozą standaryzowanych roztworów.

Nitroceluloza rozpuszczona w dowolnym rozpuszczalniku nadaje mu pewną gęstość; wiskozę takiego roztworu mierzy się zazwyczaj, posługując się metodą kulkową, która polega na oznaczeniu w sekundach czasu spadania z oznaczonej wysokości kulki metalowej w słupie badanej cieczy.

Wiskoza roztworów tego samego gatunku nitrocelulozy zależy od ich stężenia oraz od rodzaju użytego rozpuszczalnika. Dlatego też do pomiarów wiskozy nitrocelulozy ustalono standardową mieszaninę rozpuszczalników oraz zawsze jednakowe stężenie nitrocelulozy. Do sporządzania nitrocellonów używana jest nitroceluloza wysoko wiskozowa o wiskozie 15—20 sekund, do emalji zaś normalnie używanych przy pokrywaniu metalu w samolotach i samochodach — nitroceluloza niskowiskozowa tak zwana ½-sekundowa (o wiskozie ½ sekundy).

Poza różnicą w gatunku nitrocelulozy, cellony nitrocelulozowe różnią się jeszcze od emalji nitrocelulozowych tem, że nie zawierają żywic.

Oprócz emalji nitrocelulozowych oraz olejowo - żywicznych istnieją jeszcze gatunki pośrednie, stanowiące przejście pomiędzy obydwoma temi rodzajami powłok, a mianowicie tak zwane lakiery i emalje kombinowane,

zawierające obok żywic i olejów schnących również nitrocelulozę. Emalje tego rodzaju używane są najczęściej jako powłoki podkładowe pod lakiery nawierzchniowe.

Lakiery i emalje nakłada się na metalowe lub drewniane powierzchnie zapomocą pędzla lub pistoletu natryskowego i sprężonego powietrza; lakier do malowania pędzlem musi być znacznie gęściejszy, podczas gdy do natrysku zostaje dodatkowo rozcieńczony, aby się dał dokładnie rozpylić.

Farby olejne oraz lakiery i emalje olejowożywiczne mogą być malowane obydwoma wymienionemi sposobami, podczas gdy emalje nitrocelulozowe wymagają pracy natryskiem ze względu na zawartość łatwolotnych rozpuszczalników, które szybko wysychają pod pędzlem, powodując tworzenie się brzydkiej i nierównej powłoki.

Zasadniczemi warunkami otrzymania trwałej powłoki lakierowej są 1-o dobór odpowiedniego lakieru do pokrywanego materjału, 2-o zachowanie potrzebnych przy lakierowaniu warunków, 3-o danie możności powłoce lakierowej wyschnięcia oraz dostatecznego stwardnięcia przed wzięciem przedmiotu do normalnego użytku.

Niezbędnym czynnikiem, gwarantujący właściwe pokrywanie lakierami, jest odpowiednio ogrzane i wentylowane pomieszczenie lakiernicze. Temperatura w takiem pomieszczeniu nie powinna być zbyt niska ani zbyt wysoka; powinna wynosić 18—25°C. Zbyt wysoka temperatura jest równie szkodliwa jak zbyt niska, zwłaszcza przy pracy z lakierami nitrocelulozowemi, które zawierają łatwo lotne rozpuszczalniki; rozpuszczalniki te parując bardzo szybko oziębiają powierzchnię metalu, co wywołuje skraplanie się na niej pary wodnej, sprzyjające wytrącaniu się nitrocelulozy z roztworu i powoduje kruchość otrzymanej powłoki.

Należy również zwracać uwagę, aby powietrze, używane do natryskiwania lakierów, było dostatecznie osuszone zapomocą filtrów.

Każdy lakier już po całkowitem wyschnięciu przechodzi pewien okres tak zwanego „dojrzewania", podczas którego miękka z początku powłoka twardnieje i staje się mniej skłonna do uszkodzenia. Twardnienie to zachodzi z różną szybkością dla różnych lakierów nawet tego samego typu. Naogół jednak dla lakierów nitrocelulozowych wystarcza od 3 do 10 dni do praktycznego ich stwardnięcia. Lakiery olejowo-żywiczne twardnieją znacznie dłużej; twardość ich powłoki wzrasta stale w ciągu około 1½ miesiąca, jednak po 10—14 dniach można je uważać za wystarczające, twarde i oddać przedmiot do użytku.

Twardnienie powłok lakierów nitrocelulozowych polega w początkowym okresie na wyparowaniu resztek rozpuszczalników zatrzymanych przez błonę, potem zaś spowodowane jest już procesem starzenia się powłoki i połączone z jej równoczesnem kruszeniem.

Twardnienie powłok lakierów olejowożywicznych spowodowane jest utlenianiem się powłoki lakieru, który zawiera oleje schnące o wiązaniach nienasyconych, przechodzące pod wpływem tlenu powietrza procesy utleniania i polimeryzacji.

W okresie twardnienia t. j. około 10-ciu dni od pomalowania lakierowane przedmioty powinny znajdować się w pomieszczeniu o temperaturze przynajmniej 15°C. i nie mogą być narażone na działanie deszczu.

Ciekawe jest zjawisko, że szybkość twardnienia oraz stopień uzyskanej twardości powłoki zależy w dużej mierze od metalu, na którym lakier został pomalowany. I tak np. jeden i ten sam lakier na stali będzie twardniał szybko i da trwałą, nie mięknącą łatwo od wody powłokę, podczas gdy na duralu może wogóle nie osiągnąć dostatecznej twardości. Nietylko rodzaj metalu lecz i różne warstwy pośrednie dawane często pod lakier nawierzchniowy wpływają na przebieg twardnienia lakieru; tak więc inaczej lakier twardnieje na podkładzie z farby minjowej, inaczej zaś na emalji kombinowanej.

Powierzchnia metalu, na którą ma być nałożony lakier, powinna być uprzednio dokładnie oczyszczona i odtłuszczona, gdyż od tego zależy w dużej mierze adhezja lakieru do metalu jak też i trwałość powłoki. Powierzchnia przedmiotu stalowego powinna być dokładnie oczyszczona od śladów wody i zabezpieczona pod lakierem jakąś powłoką przeciwrdzewną. Rolę takich powłok spełniają bądź farby olejne przygotowane na barwnikach mających własności rdzochronne, jak np. ogólnie znana minja ołowiana i biel ołowiana, bądź też powłoki otrzymane traktowaniem powierzchni metalu zapomocą pewnych roztworów chemicznych jak np. powłoki parkeryzowane. Blachy stalowe w samochodach zmywane są często przed lakierowaniem odrdzewiaczami, zawierającemi kwas fosforowy, który tworząc na ich powierzchni cieniutką powłokę fosforanów żelaza, częściowo je pasywizuje.

Stopy aluminjowe w samolotach lądowych nie potrzebują specjalnego zabezpieczenia przeciwkorozyjnego pod lakier, natomiast w wodnopłatowcach, które narażane są na działanie wody morskiej, wymagają dodatkowych warstw ochronnych pod lakier. Z farb ochronnych dla stopów lekkich najlepszemi okazały się farby sporządzone na chromianach cynku, najodpowiedniejsze zaś powłoki chemiczne otrzymuje się, traktując stopy bejcami selenowemi bądź chromowemi.

Zabezpieczenie wspomniane jest dostateczne również i dla stopów magnezowych.

Lakierowanie stopów aluminiowych oraz magnezowych jest w porównaniu do stalo-

wych bardzo trudne, gdyż adhezja lakierów do stopów lekkich jest bardzo mała. Wyprodukowanie lakieru nitrocelulozowego mającego równocześnie wysoką adhezję do metalu i dużą odporność na działanie wpływów atmosferycznych narazie jeszcze leży w krainie marzeń. Dlatego do pokrywania części duralowych płatowców używane są zwykłe dwie warstwy: jedna tak zwana „podkładowa", odznaczająca się dobrą adhezją, lecz nie posiadająca odporności na wpływy zewnętrzne, druga zaś nawierzchniowa, trzymająca się dobrze tylko na podkładzie i posiadająca te własności, których brak emalji podkładowej.

Naogół właściwe „lakiery" t. j. powłoki bezbarwne odznaczają się znacznie gorszą adhezją niż emalje; dotyczy to w jednakowym stopniu lakierów nitrocelulozowych i olejowożywicznych. Lakiery i emalje olejowo-żywiczne stosunkowo lepiej trzymają się metalu od nitrocelulozowych, jednakże ze względu na długi okres wysychania (ok. 24 godzin) zostały wyparte w dużej mierze przez te ostatnie.

Drzewo lakieruje się najczęściej lakierami olejowo-żywicznemi, gdyż lakiery i emalje nitrocelulozowe nie wykazują trwałości na drzewie; natomiast zupełnie dobre rezultaty daje pokrywanie drzewa cellonami nitrocelulozowemi.

Przed przystąpieniem do lakierowania drzewa należy przedewszystkiem zalepić kanaliki drzewa, aby zapobiec nadmiernemu wsiąkaniu kosztownego lakieru. W tym celu gruntuje się drzewo zwykłym pokostem; bardzo dobre rezultaty dają także rozcieńczone terpentyną pokosty faktorowe, a czasem stosuje się również do tego celu lakiery żywiczne lub kombinowane. Po dokładnem wyschnięciu gruntu nakłada się właściwy lakier nawierzchniowy wodoodporny.

W razie konieczności otrzymania powłoki kolorowej jako grunt służy farba olejna o żądanym kolorze; pokrywa się ją lakierem olejowożywicznym wodoodpornym.

Omówiwszy pokrótce rodzaje lakierów oraz ich zastosowanie, zastanowimy się chwilę nad tem, jak dobrać odpowiedni do danego celu lakier bądź emalję. Istnieje cały szereg najrozmaitszych badań powłok lakierowych i samych lakierów.

Musimy sobie zdać sprawę, że badania chemiczne składu lakieru przy możliwości tak wielkiej ilości najrozmaitszych mieszanin nie mogą doprowadzić do rezultatów. Metodami chemicznemi nie jesteśmy w stanie rozdzielić oraz zidentyfikować składników lakieru. Ocena lakieru musi polegać prawie wyłącznie na badaniach suchej powłoki lakieru.

Ustalając metody badawcze, należy liczyć się z celem, do jakiego lakier jest przeznaczony, oraz warunkami, w jakich będzie się znajdował w okresie użytkowania pokrytego nim przedmiotu. Inaczej należy badać lakier przeznaczony do samolotu lądowego, inaczej lakier do części wodnopłatowca, inaczej lakier do malowania akumulatora lub żarówki elektrycznej.

Badanie lakieru powinno przedewszystkiem odbywać się zawsze na podłożu, na jakiem będzie malowany; próbki przeznaczone do badań muszą być starannie przygotowane, aby otrzymanych rezultatów nie można było przypisać nieodpowiedniemu malowaniu bądź oczyszczeniu powierzchni przedmiotu.

Przy ocenie lakierów lotniczych musimy wziąć pod uwagę szereg czynników, na jakie taki lakier będzie narażony w okresie użytkowaniu, a więc: drgania, uderzenia, zmiany temperatury, działanie paliwa, olejów smarnych, deszczu oraz wszystkich razem czynników atmosferycznych wywołujących starzenie się powłok lakierów. Odporność powłoki na wszystkie wyżej wymienione czynniki za wyjątkiem szybkości jej starzenia się pod wpływem działania wpływów atmosferycznych da się łatwo stwierdzić.

Zbadanie trwałości powłoki tak, jak przy badaniu tej samej własności dla cellonów, musi być długotrwałe i jest niezmiernie trudne ze względu na zmienność czynników atmosferycznych w różnych porach roku. Istnieją metody laboratoryjne przyspieszające te badania, jednakże nie są one tak opracowane, aby dawały chociażby możliwie szybkie i zgodne z rzeczywistością rezultaty. Jedyną radą w tym wypadku jest stałe przeprowadzanie badań trwałości lakierów każdej firmy i gruntowna znajomość produktów rynkowych. Znając fabryki, produkujące zawsze jednakowe (standardowe) produkty, można nie obawiać się dostarczenia przez nie nieodpowiednich pod względem trwałości lakierów.

Wprowadzenie do lotnictwa mieszanek napędowych ze spirytusem wprowadziło nowe utrudnienia związane z lakierowaniem samolotu. Jak dotychczas nie rozporządzamy lakierami trwałemi na wymienione paliwo. Jedynie niektóre lakiery piecowe wykazują dużą odporność na mieszanki alkoholowe, trudno jednak pokrywać samoloty lakierami piecowemi, wobec czego obecne poszukiwania idą w kierunku usunięcia tej komplikacji.

Kończąc ogólny zarys spraw, dotyczących zabezpieczania części samolotów za pomocą lakierowania, pragnę zaznaczyć, że ogólny kierunek obecnej produkcji lakierów idzie ku zastąpieniu żywic naturalnych żywicami syntetycznemi. Produkcja i wynalazczość na tem polu dochodzi w obecnych czasach do dużego rozwoju prowadząc do otrzymania coraz lepszych lakierów i do ew. uniezależnienia się od obcych surowców.

SPRĘŻYNY ZAWOROWE SZYBKOBIEGÓW

Inż. STANISŁAW NOWKUŃSKI

Najbardziej logicznym sposobem obniżenia ciężaru silników lotniczych jest podwyższenie ich obrotów. Oprócz niskiej wagi, za silnikami szybkobieżnemi przemawiają jeszcze ich małe wymiary, co jest ważne ze względów aerodynamicznych.

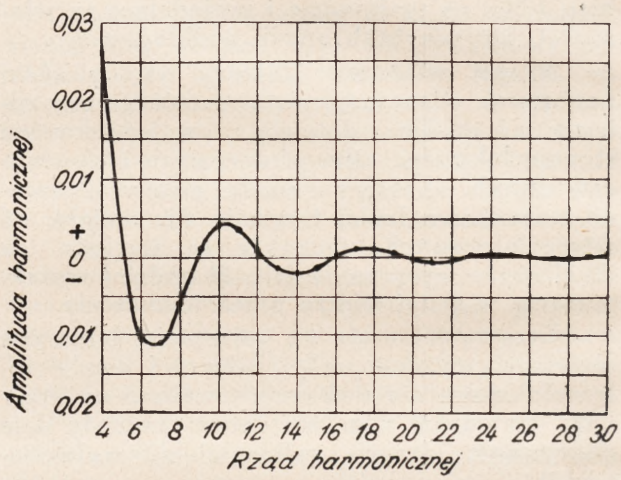
Przy podwyższaniu ilości obrotów silnika konstruktor napotyka na cały szereg trudności, z pomiędzy których drgania sprężyn zaworowych bodajże najwięcej sprawiają mu kłopotów. Bo z jednej strony sprężyny muszą być natyle elastyczne, aby w czasie skoku zaworu pracowały w danym zakresie naprężeń, nieprzekraczalnym ze względu na zmęczenie, a z drugiej strony muszą być natyle sztywne, aby nie drgały.

Według Nixona [*]) ilość drgań własnych sprężyny zaworowej musi być 5, 6 razy większa od ilości obrotów silnika. Reguła ta jest oparta na przypuszczeniu, że harmoniczne krzywej wznoszenia powyżej jedenastego rzędu nie mogą wywołać drgań o amplitudzie szkodliwej. Według tej reguły nie da się w większości wypadków zbudować sprężyn dla szybkobiegów (powyżej 4000 obr/min). W takich wypadkach trzeba głębiej wejrzeć w istotę zagadnienia.

Drganie sprężyny następuje wtedy, gdy na nią działa okresowa siła w odstępach czasu, potrzebnych na przebiegnięcie fali od jednego końca do drugiego i spowrotem. Jest to najprostszy sposób drgania, a zarazem najsilniejszy. Jeżeli częstotliwość siły jest 2 razy większa, to fala biegnie z dwóch końców naraz i powstaje zjawisko fali stojącej z węzłem w środku sprężyny. Można powiedzieć, że sprężyna drga połówkami. W podobny sposób powstają fale stojące wyższych rzędów, lecz ich znaczenie jest coraz mniejsze.

Sprężyna jest obciążona siłami okresowemi jedynie w czasie skoku zaworu. Ruch zaworu (krzywa wznoszenia) można rozłożyć na składowe sinusoidy (harmoniczne) o wzrastającej częstotliwości (szereg Fourier'a). Jeżeli częstotliwość jednej z tych składowych pomnożona przez szybkość wałka kułakowego jest równa ilości drgań własnych sprężyny, wówczas nastąpi rezonans i sprężyna zacznie drgać.

Amplitudy poszczególnych harmonicznych z ich rzędem naogół maleją. Na załączonym rysunku jest uwidoczniona ta zależność. Im szybciej ta krzywa zanika, tem zarys kułaka jest lepszy ze względu na drgania, tem sprężyna może mieć mniejszą ilość drgań własnych. Nadmienić należy, że amplituda drgania sprężyny jest wprost proporcjonalna do amplitudy harmonicznej wywołującej te drgania.



Krzywa ta jest bardzo pożyteczna w praktyce, gdy zachodzi trudność z doborem sprężyn. Przykład najlepiej to wyjaśni. Przypuśćmy, że dla silnika o n = 4000 obr/min dobraliśmy sprężynę o N = 18000 okr/min. Z krzywej tej widzimy, że sprężyna będzie drgała pod wpływem 9-ej harmonicznej przy n = 4000 (wałek rozrządu ma n = 2000) i pod wpływem 10-ej (o większej amplitudzie) przy n = 3600 obr/min. Nieznając tej krzywej przypuszczalibyśmy, że dając sprężynę o N = 20000 okr/min, będziemy bardziej esekurowani pod względem drgań, tymczasem, jak widzimy z rysunku, otrzymamy przy n = 4000 drgania o amplitudzie nawet większej, bo sztywniejsza sprężyna wypadnie cięższa, a amplituda jest proporcjonalna do masy sprężyny.

Naogół inżyniera-mechanika odstrasza taka nazwa jak „szereg Fourier'a". W praktyce rozłożenie krzywej wznoszenia na harmoniczne nie sprawia żadnej trudności i nie wymaga znajomości teorji. Zainteresowanych odsyłam do doskonałego artykułu Jehle'go i Spillera „Idiosyncrasies of Valve Mechanism and Their Causes" (SAE Journal 1929 r.).

Ilość drgań własnych sprężyny wyraża się wzorem

$$N = \frac{21500000\ d}{D^2\ i}\ \text{okresów/min} \ldots\ldots\ (1)$$

gdzie d oznacza średnicę drutu w mm., D — średnią średnicę zwoju w mm, a „i" — ilość czynnych zwoji.

[1]) „The Design of Valve Springs", F. Nixon, Aircraft Engineering, September 1933. Tłomaczone w Techn. Now. Lotn. Nr. 4, wrzesień — grudzień 1933.

Rzeczywiste (z uwzględnieniem spółczynnika Röwera) maksymalne naprężenie dla sprężyn wykonanych ze stali 1075 o wytrzymałości 150 kg/mm², nie powinno przekraczać 42.5 kg/mm². Dla tej wartości maksymalnego naprężenia zakres wahania naprężeń podczas skoku zaworu nie powinien przekraczać 26,5 kg/mm² (według Nixona). Otóż ta wartość zakresu naprężeń ogranicza ilość drgań własnych sprężyny, zbudowanej na dany skok zaworu. Istotnie: strzałka ugięcia sprężyny wyraża się wzorem

$$f = \frac{\pi \cdot D^2 \, i}{d} \cdot \frac{k_0}{G} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (2)$$

Jeżeli do tego wzoru na miejsce k_0 wstawimy 26,5 kg/mm² to f będzie reprezentowało skok zaworu. Podstawiając wartości liczbowe otrzymujemy

$$f = \frac{D^2 i}{d} \cdot \frac{1{,}04}{100} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (3)$$

Ze wzorów (1) i (2) wynika

$$N = \frac{222000}{f} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (4)$$

Widzimy, że N jest odwrotnie proporcjonalne do skoku zaworu. W idealnym wypadku dla zaworu o skoku 10 mm. można mieć N = 22200. Jednak we wzorze (2) nie jest uwzględniony spółczynnik Röwera. Po jego uwzględnieniu otrzymamy N ≅ 20000. Dzieląc tę wartość przez 5,6 otrzymujemy, że silnik ze względu na sprężyny nie mógłby przekroczyć 3600 obr/min.

Zawór o skoku 10 mm. oczywiście należy do małego silnika, którego obroty można z innych powodów podnieść powyżej 4000. Jak w tym wypadku zaradzić omówimy poniżej, przedtem jednak wyjaśnimy, jakie są skutki drgania sprężyn.

Drgająca sprężyna może przedewszystkiem pęknąć, ale to skutek stosunkowo błahy. Główne zło leży w tem, że drgająca sprężyna nie ma siły zmusić zawór, aby podążał za kułakiem. Może się zdarzyć tak, że zawór odskoczy na tyle, że nie zdąży powrócić na kułak i opadnie na gniazdo z dużą szybkością. Oczywiście w takich warunkach zawór długo pracować nie może i pęka.

Są zasadniczo cztery sposoby zaradzenia złu.

Jeżeli chodzi o pękanie sprężyn, to można zastosować sposób używany w silnikach f-my Bristol. Tak naprzykład sprężyna zewnętrzna silnika Merkury posiada N ≅ 7900, a więc mniej niż 3.5 razy obroty silnika, ale zbudowana jest tak, że gdy zwój siądzie na zwój, to naprężenie nie przekracza granicy zmęczenia. W praktyce ten sposób daje zadawalające wyniki, chociaż można mu zarzucić, że przy siadaniu zwoju na zwój boki sprężyny zbijają się, co nie przyczynia się do jej trwałości.

Drugim sposobem jest danie sprężyny o zmiennym i tak dobranym skoku, żeby w miarę jak zawór się otwiera, poszczególne zwoje kolejno się zamykały. Dzięki temu sprężyna zmienia w czasie otwierania zaworu swoje własności pod względem drgań, co powoduje tłumienie przez interferencję.

Doświadczenie uczy, że drgania w tych sprężynach szybko zamierają, tak że wystarczy okres czasu, w którym zawór jest zamknięty, żeby drgania nabyte podczas otwarcia zaworu prawie całkowicie zanikły.

Sprężyny takie są używane w silniku Menasco „Buccaneer".

Trzecim sposobem byłoby danie tłumików. Urządzenia takie były próbowane, jednak szerszego zastosowania nie znalazły.

Wreszcie ostatnim sposobem byłoby poczynienie wszelkich zmian konstrukcyjnych, zmierzających w kierunku zmniejszenia skoku zaworu, aby móc zastosować możliwie sztywne sprężyny. A więc, przedewszystkiem danie 4-ch zaworów zamiast dwu, oraz danie kąta 30° na gnieździe zaworu zamiast 45°.

Ciekawe rozwiązanie pod tym względem zastosowano na silniku Delage, zbudowanym przed kilkoma laty na Coupe-Deutch. Mianowicie sprężyny tego silnika są osadzone poza zaworem i działają na niego za pomocą dźwigni. Skok ich jest mniejszy od skoku zaworu i dzięki temu mogą one być bardzo sztywne.

Na zakończenie należy zaznaczyć, że dobór właściwego zarysu kułaka ogromnie ułatwia zadanie w każdym z powyższych wypadków, jednak nie należy tego czynić kosztem napełnienia.

NAPRĘŻENIA W KOMORACH NOŚNYCH SAMOLOTÓW SPOWODOWANE NIEWŁAŚCIWĄ REGULACJĄ I ICH NASTĘPSTWA

Capt. G. A. R. I. ANGELO VALLERANI

Tłomaczone z oryginału p. t. „Sforzi interni indotti nelle cellule dei velivoli da errata regolazione e loro conseguenze", L'Aerotecnica, Vol. XV (1935), Nr. 7 — 8. str. 800 — 813 przez inż. T. Czajkowskiego.

Wstęp

Regulacja komór nośnych samolotów odbywająca się w wytwórniach przy montażu i w oddziałach podczas użytkowania samolotów, należy do normalnych czynności powierzanych praktyce i pojętności personelu zawodowego. Uzyskiwanie dobrego zachowania się płatowca w locie przez usuwanie jego nienormalnych skłonności i eliminowanie możliwych drgań poszczególnych części składowych skrzydła — oto cele jakie mają tu być osiągnięte. By osiągnąć ten cel musi personel zawodowy wykorzystywać możliwości regulacji przez użycie ściągaczy, skracając lub przedłużając słupki i przekątnie, napinając lub zwalniając cięgna nośne i przeciwnośne.

Zdarza się jednak — jak pokazuje w tym względzie doświadczenie — że, zwłaszcza przy cięgnach profilowanych o znacznej długości, robotnik nie posiada choćby tylko przybliżonego odczucia wielkości osiągniętych naprężeń w elemencie, przy którym pracuje w celu wyregulowania komory płatowej. Jeszcze trudniej ocenić mu á priori wielkości naprężeń powstających w całej konstrukcji przez wydłużanie lub skracanie jednego z prętów tej konstrukcji. W związku z tem może się zdarzyć, że gdy komora uważana jest za wyregulowaną, w konstrukcji pojawią się nadmierne siły wewnętrzne, co zacznie powodować duże i niebezpieczne odkształcenia niektórych jej elementów.

Niniejszy artykuł, omawiający naprężenia, jakie mogą powstawać wskutek niewłaściwej regulacji, ma na celu pokazać, do jakich następstw może prowadzić regulacja „na oko" i zwrócić uwagę techników na konieczność zapobieżenia złu.

Obliczenie sił wewnętrznych powstających podczas regulacji

Teoretyczne ujęcie zagadnienia jest proste. Komora skrzydłowa samolotu zaopatrzona w cięgna nośne, pracujące w locie, i w przeciwnośne, niosące na ziemi, przedstawia, gdy oba cięgna są napięte, kratownicę statycznie niewyznaczalną z racji obecności conajmniej jednego pręta zbędnego. Wiadomo, że w wypadku takiej kratownicy, w przeciwieństwie do zachowania się kratownicy statycznie wyznaczalnej, zmiana długości jednego z prętów (spowodowana pokręcaniem ściągacza lub zmianami temperatury) wywołuje siły wewnętrzne w innych prętach układu. Tego rodzaju siły wewnętrzne występują wskutek niemożności przyjęcia przez kratę takiego położenia, jakieby odpowiadało wywołanej zmianie długości jednego z prętów.

Ogólne równanie prac przygotowanych posiada, jak wiadomo, postać:

$$\Sigma\, Q\, \delta = \Sigma\, S\, \Delta s$$

gdzie:

Q = siła zewnętrzna przyłożona do węzła kratownicy.

δ = przesunięcie punktu zaczepienia siły Q spowodowane odkształceniem sprężystem kratownicy.

S = siła w pręcie wywołana siłami zewnętrznemi Q.

Δs = zmiana długości pręta odpowiadająca sile S.

Gdy na kratownicę nie działają żadne siły zewnętrzne, jak w naszym wypadku, w którym mamy oznaczyć jedynie siły wewnętrzne wywołane zmianami długości prętów podczas regulacji, równanie ogólne uprości się:

$$\Sigma\, S\, \Delta s = 0 \quad \ldots\ldots \quad (1)$$

Oczywiście sumowanie rozciąga się na wszystkie pręty kraty.

Siłę S w dowolnym pręcie kratownicy możemy wyrazić przez:

$$S = S_0 + S'X \quad \ldots \quad (2)$$

gdzie:

S_0 oznacza siłę w pręcie wywołaną danym układem sił zewnętrznych, gdyby w kratownicy usunięto pręt zbędny, zamieniając w ten sposób daną kratownice na inną, statycznie wyznaczalną, zwaną „podstawową".

S' oznacza siłę wywołaną w pręcie dwiema siłami równemi jednostce, przyłożonemi do tych węzłów kratownicy, które łączył usunięty pręt, a zastępującemi ten pręt.

X oznacza siłę nieznaną w pręcie zbędnym.

Gdy brak sił zewnętrznych $S_0 = O$, a równanie (2) w połączeniu z (1) daje:

$$X \Sigma S'\Delta s = O \quad . \; . \; . \; . \quad (3)$$

z którego otrzymujemy

$$\Sigma S'\Delta s = O \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (4)$$

Uważając za dodatnie zarówno siły rozciągające jak i odpowiadające im zmiany długości, możemy wielkość Δs wyrazić ogólnie przez:

$$\Delta s = \frac{Ss}{EF} - \delta \quad . \; . \; . \; . \quad (5)$$

gdzie:

S = siła w pręcie
s = długość pręta
E = moduł sprężystości materjału, z którego zrobiony jest pręt
F = przekrój pręta
δ = skrócenie dowolnego pręta podczas regulacji, wywołane przez manewr ściągaczem na tym pręcie.

Podstawiając w równaniu (5) wartość S otrzymaną z równania (2) dostajemy

$$\Delta s = X \frac{S's}{EF} - \delta \quad . \; . \quad (6)$$

co podstawione z równanie (4) daje:

$$\Sigma S'\Delta s = X \Sigma \frac{S'^2 s}{EF} - \Sigma S'\delta = O$$

a stąd:

$$X = \frac{\Sigma S'\delta}{\Sigma \frac{S'^2 s}{EF}} \quad . \; . \; . \; . \quad (7)$$

To ostatnie równanie pozwala wyznaczyć siłę występującą w pręcie nadliczbowym w zależności od zmiany długości δ powstałej podczas regulacji w prętach kratownicy.

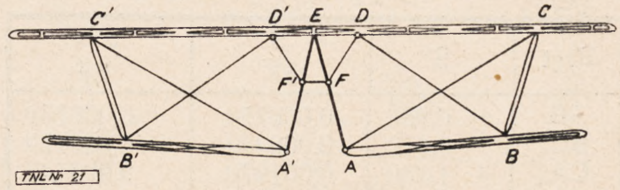
Znając X możemy na podstawie równania (2), przyjmującego w razie braku sił zewnętrznych postać $S = S'.X$, wyznaczyć siły występujące w innych prętach układu.

Przykład liczbowy wyznaczenia sił wewnętrznych w komorze skrzydłowej dwupłata

Weźmy pod uwagę kratownicę przednią komory skrzydłowej dwupłata przedstawioną schematycznie na rys. 1. Z powodu symetrji możemy ograniczyć rachunek do jednej połowy.

Pręty AB, CD i DE, które tworzą dwie podłużnice przednie: dolną i górną są drewniane (spruce), o przekroju zmiennym wzdłuż rozpiętości. W rachunku przyjęto ich przekrój jako stały równy przekrojowi średniemu. Również pręt BC, stanowiący słupek zewnętrzny, oraz AF, przedni pręt łoża silnikowego, są wykonane z drzewa (spruce). Pręty DF i EF są rurami stalowemi o przekroju eliptycznym; AC i DB — stalowymi ściegnami profilowymi. W tabeli na rysunku 2 zestawiono potrzebne do obliczeń dane dotyczące poszczególnych prętów.

Chcemy wyznaczyć siły wewnętrzne powstałe w układzie pod wpływem jednego całkowitego obrotu ściągaczy ścięgna przeciwnośnego DB. Jeżeli skok gwintu ściągacza górnego przy D i dolnego przy B wynosi dla każdego z nich po 1,25 mm, to skrócenie ścięgna DB po jednym całkowitym obrocie wynosi 2,5 mm.



Rys. 1. Schemat komory dwupłata.

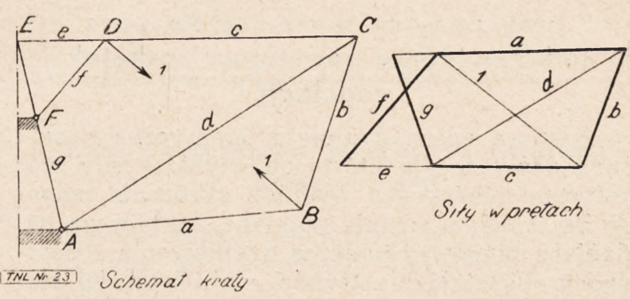
Charakterystyka prętów kratownicy przedniej

Pręt	Materjał	Przekrój	Moduł sprężystości kg/mm	Powierzchnia przekroju F - mm²	Długość S mm
AB	Drzewo spruce	35; 136	1170	4620	4080
BC	Drzewo spruce	160; 68	1170	5650	2645
CD	Drzewo spruce	40; 206	1170	6870	4161
AC	Stal	13,5; 4,5	20000	128	5550
DB	Stal	16,5; 5,5	20000	43,5	4300
DE	Drzewo spruce	40; 206	1170	6870	1339
DF	Stal	30; 36	20000	243	1550
FA	Drzewo spruce	150; 50	1700	3850	1590

TNL № 22

Rys. 2.

Uważajmy pręt DB za nadliczbowy; wyrzucając go otrzymamy kratownicę „podstawową",



Rys. 3. Plan Cremony dla obciążenia X = 1

przedstawioną na rys. 3. Wyznaczamy siły S' przy pomocy planu Cremony dla siły równej jednostce, działającej w kierunku DB. Przy pomocy tak uzyskanych wartości i danych z tabeli na rys. 2. obliczamy dla poszczególnych prętów wartości $\frac{S'^2 s}{EF}$; otrzymujemy:

Pręt	S'	$\frac{S}{EF}$	$\frac{S'^2 s}{EF}$
AB	— 0,985	0,000754	0,000732
BC	— 0,670	0,000400	0,000179
CA	+ 1,280	0,001970	0,003546
CD	— 0,920	0,000517	0,000438
DE	+ 0,435	0,000166	0,000031
DF	— 0,825	0,000319	0,000217
FA	— 0,605	0,000243	0,000134
BD	+ 1,000	0,004948	0,004948
			Σ=0,010225

Wyrażenie $\Sigma S'\delta$ ma dotyczyć tylko tych prętów, których długość uległa zmianie przez przekręcanie ściągacza, w naszym więc wypadku jedynie pręta DB, dla którego

$$S' = 1, \text{ a } \delta = 2{,}5$$

Mamy więc:

$$\Sigma S'\delta = 2{,}5$$

Z równania (7)

$$X = \frac{\Sigma S'\delta}{\Sigma \frac{S'^2 s}{EF}} = \frac{2{,}5}{0{,}010225} = 244 \text{ kg.}$$

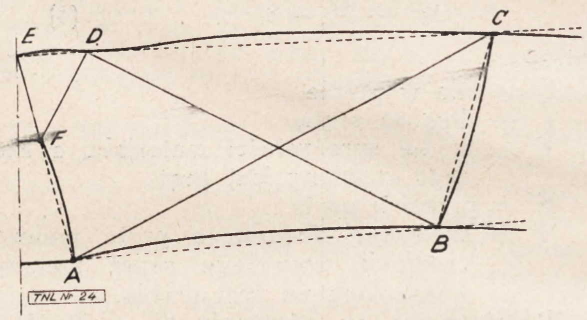
Siły wewnętrzne S w poszczególnych prętach wywołane skróceniem ścięgacza BD o 2,5 mm wynoszą więc:

Pręt	S'	X	S=S'X
AB	— 0,985	244	— 240
BC	— 0,670	244	— 163
CA	+ 1,280	244	+ 312
CD	— 0,920	244	— 224
DE	+ 0,435	244	+ 106
DF	— 0,825	244	— 201
FA	— 0,605	244	— 148
BD	+ 1,000	244	+ 244

gdzie znak + oznacza siły rozciągające, a znak — siły ściskające.

Pomiar sił wewnętrznych komory nośnej przy pomocy tensometrów oraz odkształcenia powstające wskutek regulacji

Komora nośna dwupłata identyczna z opisaną powyżej, dla której obliczyliśmy siły teoretyczne powstające wskutek skrócenia jednego ze ściegien, została poddana dokładnym badaniom, ponieważ podczas użytkowania stwierdzono odkształcenia trwałe niektórych jej elementów. Odkształcenia podłużnic, słupków i prętów łoża silnikowego wywołane widocznie siłami ściskającemi są przedstawione na rys. 4., przyczem największa strzałka ugięcia dla podłużnic wynosiła 7 — 8 mm, a 6 wzgl. 7 dla słupka przedniego wzgl. tylnego. Nie było wątpliwości, że tego rodzaju odkształcenia były wywołane nienormalnie dużemi siłami ściskającemi, które mogły powstać jedynie pod wpływem nadmiernych napięć w ścięgnach komory.



Rys. 4. Schemat odkształceń.

Przystąpiono do wyznaczenia wielkości napięć w ścięgnach nośnych i przeciwnośnych, przednich i tylnych przy pomocy tensometrów Huggenbergera.

Wtym celu zwalniano ścięgna przeciwnośne do chwili, gdy tensometry założone na ścięgnach niosących w locie przestały w nich wykazywać zmianę napięć. Przez takie postępowanie komora została uwolniona od wszelkich sił wewnętrznych. Za każdym pełnym obrotem ściągaczy odczytywano wskazania tensometrów i mierzono wielkości strzałek ugięcia poszczególnych elementów. Celem sprawdzenia odczytów powtórzono pomiar napinając z powrotem ścięgna przeciwnośne do wartości napięcia początkowego. Doświadczenia powtórzono, a odczyty tensometrów doprowadziły do następujących wniosków:

I. Ścięgna były nadmiernie napięte. Komorę uwolniono od sił wewnętrznych przez przekręcenie ściągacza ścięgna przeciwnośnego BD o dziewięć pełnych obrotów. Pomierzone wartości napięć podano w tabeli poniższej:

Ścięgna		Obciążenie max. kg.	Przekrój mm²	Naprężenia kg/mm²	Siły wewnętrzne całkowite. kg.
Przednie	Przeciwnośne	4000	43,5	45,5	1980
	Nośne	12000	128	17,4	2360
Tylne	Przeciwnośne	3500	37,5	42,6	1593
	Nośne	7000	74,8	26,9	2012

II. Siły otrzymane z odczytów tensometrów na ścięgnie BD przedstawione na wykresie jako rzędne, gdy odciętemi są skrócenia ścięgna BD wywołane regulacją, wykazały dokładną proporcjonalność pomiędzy skróceniami i im odpowiadającemi siłami wewnętrznemi (patrz rys. 5).

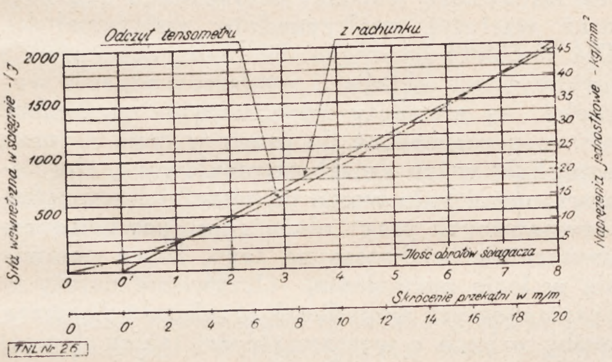
III. Różnica między siłami zmierzonemi a obliczonemi może nie być brana pod uwagę (patrz rys. 6).

Wynika stąd, że metoda rachunkowa może być zastosowana z dostatecznem przybliżeniem mimo, że założenia teoretyczne (nieuwzględnienie ciężaru własnego prętów, stały przekrój) nie całkiem odpowiadają warunkom rzeczywistym, i mimo, że mogą pojawić się drobne odkształcenia trwałe w którymś z elementów kratownicy.

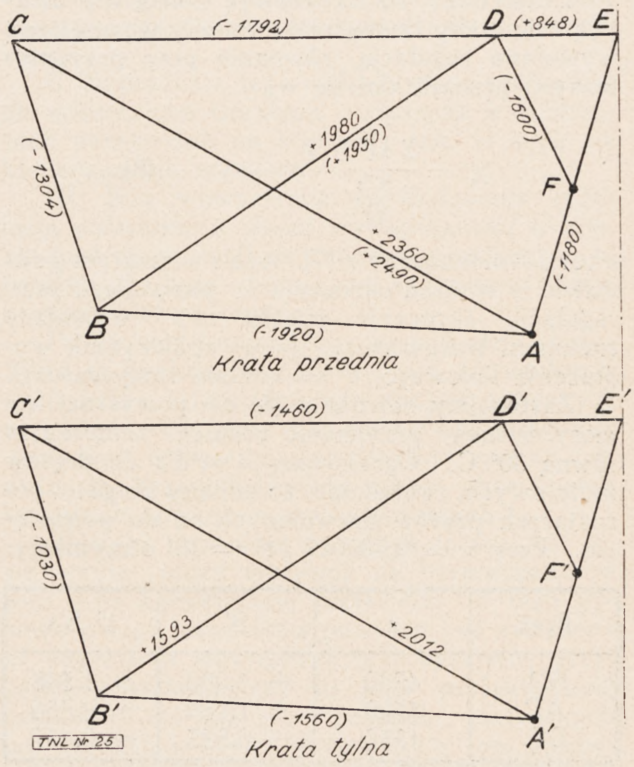
Na rys. 5 podano również wartości sił wynikłe z obliczenia. Wykres sił obliczonych zaczyna się w O', przyczem odcinek OO' wynikający z przebiegu sił doświadczalnych należy uważać za pozorne skrócenie spowodowane stanem początkowym komory, a nie rzeczywistem skróceniem ściągna. Wartość tego skrócenia wynosi 20 mm.

IV Siły wewnętrzne powstałe przy regulacji, a przedstawione na rys. 6 były tak duże, że mogły wywołać odkształcenia układu.

Kratownica przednia komory nośnej była obliczona przy spółczynniku łamiącym 6 i dla $C_y max$ (środek parcia w odległości $1/3$ długości cięciwy od krawędzi natarcia).



Rys. 5. Siły wewnętrzne w ściągnie B — D w zależności od regulacji samego ściągna. 1 całkowity obrót ściągacza odpowiada skróceniu przekątni o 2,5 mm. Przekrój ściągna 43,5 mm².



Rys. 6. Siły wewnętrzne w kracie dwupłata, wywołane błędną regulacją.
Siły podane w kg. (+ rozciąganie, — ściskanie). Wartości odczytane na tensometrze podano bez nawiasów. Wartości uzyskane rachunkowo przy skróceniu B — D o 20 mm podano w nawiasach.

Porównajmy siły wywołane niewłaściwą regulacją z siłami w locie, na jakie kratownica była liczona. Otrzymamy

c) w zewnętrznym słupku BC, w pręcie łoża silnikowego i w ściągnie przeciwnośnem BD pojawiły się siły równe w przybliżeniu połowie wartości sił łamiących, na jakie były liczone.

Siły o takiej wielkości stale działające nie mogły nie wywołać odkształceń, zwłaszcza w słupkach i podłużnicach z drzewa narażonych na ściskanie. Zmniejszając siły wewnętrzne przez zwalnianie ściągien ustępowały zwolna odkształcenia, jednak po całkowitem zwolnieniu komory pozostały pewne odkształcenia trwałe.

Pręt	AB	BC	CD	DE	DF	FA	BD	AC
Siły wewnętrzne pochodzące od regulacji	—1929	—1034	— 1792	+848	—160	—1180	+1950	+2490
Siły w locie przy spółcz. łamiącym 6 (wypadek C_y max) .	—1020	—2750	—8910	—9840	+1440	+1860	4000*)	+11430

*) Złamanie przy tej sile.

Z porównania wynika co następuje:

a) w komorze badanej podłużnica dolna była ściskana siłami osiowemi większemi od tych, które wynikały z rachunku wytrzymałościowego.

b) w zastrzale DF wystąpiły siły większe od przewidzianych i o znaku przeciwnym.

Siły wewnętrzne wywołane zmianami temperatury

Zmiany temperatury mogą wywołać siły wewnętrzne w kratownicy. Uważamy za wskazane ustalić także i te siły obliczając ich wielkość.

Założywszy, że na komorę nośną nie działają żadne siły zewnętrzne, ani siły wewnętrzne wywołane regulacją, równanie prac przygotowanych przeszkształci się w:

$$X = \frac{\Sigma \alpha t^0 S's}{\Sigma \frac{S'^2 s}{EF}} \quad (8)$$

wzór równoznaczny z (7), jeżeli w tamtym podstawić w miejscu skrócenia δ, powstałego przy regulacji, skrócenie prętów $\alpha t^0{}_s$ wywołane zmianami temperatury. (α = spółczynnik wydłużenia linjowego, t^0 = zmiana temperatury).

Zastosujmy równanie (8) do powyższej komory nośnej, przyjmując różnicę temperatur równą 30° C. Ograniczmy $\Sigma \alpha t^0 S's$ do prętów metalowych, zakładając, że zmiany długości pozostałych prętów drewnianych są do pominięcia. Przy $\alpha = 0{,}000012$ i $t^0 = 30^0$ otrzymamy:

Pręt	s	S'	t^0 S's
BD	4300	+ 1,000	+ 1,548
AC	5500	+ 1,280	+ 2,556
DF	1550	— 0,825	— 0,457

a stąd

$$\Sigma \alpha t^0 S's = 3{,}747$$

a ponieważ, jak wyżej obliczyliśmy

$$\Sigma \frac{S'^2 s}{EF} = 0{,}010225$$

dostaniemy:

$$X = \frac{3{,}747}{0{,}010225} = 367 \text{ kg}$$

Siły S = S'X powstałe w poszczególnych prętach układu, przy umowie poprzednio uczynionej co do znaków i przy obniżeniu temperatury o 30° wyniosą:

Pręt	S'	X	S=S' X
AB	— 0,985	367	— 360
BC	— 0,670	367	— 246
CA	+ 1,280	367	+ 470
CD	— 0,920	367	— 338
DE	+ 0,435	367	+ 159
DF	- 0,825	367	— 302
FA	— 0,605	367	— 222
BD	+ 1,000	367	+ 367

Ukazuje się, że nawet znaczna zmiana temperatury nie wywołuje sił zbyt dużych.

Jeżeli komora jest wyregulowana tak, że nie powstają w niej zbyt duże niepotrzebne siły wewnętrzne, wówczas zmiany temperatury nie wywołują nigdy naprężeń niebezpiecznych, mogących spowodować odkształcenia trwałe poszczególnych elementów układu.

Uwagi o właściwej regulacji

Duże wartości sił, które, jak stwierdziliśmy, mogą nieoczekiwanie pojawiać się podczas regulacji, i wzrost tych sił w locie, spowodowany obciążeniem zewnętrznem, zasługują na uwagę inżynierów, ustalających dokładne normy dla personelu, któremu powierza się regulację. Już podczas projektowania samolotu powinno się określać wartości naprężeń dopuszczalnych w tych elementach, które przedewszystkiem mogą się przyczynić do wywołania sił wewnętrznych jak np. ścięgna.

Całkowite usunięcie naprężeń wewnętrznych w komorach nośnych nie da się w praktyce zrealizować, ponieważ bez naprężeń wstępnych otrzymywanoby podczas lotu całkowite zluźnienie w ścięgnach przeciwnośnych, a co za tem idzie drgania. Prócz tego w pewnych momentach podczas lądowania pojawiałyby się naprężenia równe zeru równocześnie w ścięgnach nośnych i przeciwnośnych, co wcale nie jest pożądane.

Przyjmując konieczność istnienia sił wewnętrznych wywołanych napięciami wstępnemi, należy ograniczyć te naprężenia do wartości niezbędnie koniecznych, mając równocześnie na uwadze warunki użytkowania samolotu oraz wartości spółczynników wytrzymałości. Dla samolotu badanego nie przeznaczonego do wykonywania akrobacji wystarczy podanie warunku, by elementy konstrukcyjne nadliczbowe, nieprzeznaczone do pracy w locie normalnym, były w ten sposób wyregulowane, aby komora nośna była wolna od wszelkich naprężeń wewnętrznych przy obciążeniu zewnętrznem dwukrotnie większem od tego, które pojawia się w locie normalnym. Oczywiście należy w poszczególnych wypadkach przekonać się przez próby w locie o wystarczalności takich napięć.

Oznaczmy przez S_0 siły powstałe w poszczególnych prętach kratownicy wywołane siłami zewnętrznemi o wartości dwukrotnie większej od tej, która odpowiada lotowi normalnemu. Gdy w kratownicy wystąpiły już siły wewnętrzne wywołane zmianą długości δ jednego lub kilku jej prętów wówczas wartość nieznanej X wyniesie:

$$X = \frac{\Sigma S_0 S' \frac{s}{EF} + \Sigma S'\delta}{\Sigma \frac{S'^2 s}{EF}} \quad . \; . \; . \; . \quad (9)$$

Wyżej podany warunek usunięcia naprężeń wewnętrznych w elementach nadliczbowych (ścięgno przeciwnośne) będzie spełniony gdy X przyjmie wartość równą zeru. Nastąpi to wówczas, gdy

$$\Sigma S_0 S' \frac{s}{EF} = - \Sigma S'\delta \quad . \quad (10)$$

Równanie (10) pozwala na obliczenie wartości skrócenia δ gdy naprężenia wstępne

wywołane są regulacją tylko jednego ścięgna.

Dla naszej komory otrzymaliśmy:

$$\Sigma S_0 S' \frac{s}{EF} = 11{,}5$$

Podstawiając w równanie (10):

$$\Sigma S'\delta = 11{,}5$$

a ponieważ $S' = 1$ otrzymujemy $\delta = 11{,}5$; jest to wymagane skrócenie przekątni BD w wypadku gdy regulowanie rozpoczyna się przy siłach wewnętrznych równych zero.

Wyregulowanie komory przez skrócenie przeciwnośnego ścięgna BD pięcioma pełnemi obrotami ściągacza (równe skróceniu $2{,}5 \times 5 = 12{,}5$ mm) zostało uznane przez personel obsługujący za dostateczne. Samolot przy pełnem obciążeniu wykazał dobre zachowanie się w locie i całkowity brak drgań ścięgien, a w komorze nie stwierdzono odkształceń, na które uskarżano się przy innych samolotach tego samego typu, które nie były właściwie wyregulowane.

Siły wewnętrzne w tej komorze zostały zmniejszone w stosunku do sił w komorze poprzednio badanej, a wykazującej znaczne odkształcenia. Poniżej podajemy zestawienie tych sił:

Słupek	BC	— Ściskanie	— kg	820	zamiast	kg	3104
Podłużnica	BA	— „	— „	1200	„	„	1920
„	CD	— „	— „	1020	„	„	1792
Ścięgno	AC	— Rozciąganie	— „	1560	„	„	2490
„	BD	— „	— „	1220	„	„	1950

Z porównania tego widzimy do jakiego stopnia można zmniejszyć siły wewnętrzne przez właściwą regulację.

Wnioski

Wyniki doświadczeń uzyskane przez pomiar tensometrami i wyniki obliczeń teoretycznych pozwalają na wyciągnięcie następujących wniosków:

I. Przy montażu i regulacji, zmiana długości prętów dających się regulować może całkiem nieoczekiwanie wywołać w pewnych elementach kratownicy naprężenia wewnętrzne tak znaczne, że przekroczą one granicę sprężystości.

II. Naprężenia tego rodzaju mogą prowadzić do odkształceń trwałych, zwłaszcza w elementach narażonych na ściskanie tak, iż staje się konieczną ich wymiana.

III. Siły wewnętrzne spowodowane regulacją połączone z siłami występującemi w czasie lotu mogą, jeśli są znaczne, powiększyć te ostatnie do tego stopnia, że zagrożone będzie bezpieczeństwo samolotu.

IV. Zmiany temperatury mogą budzić obawy tylko w komorach niewłaściwie wyregulowanych przez wzrost już istniejących znacznych naprężeń wewnętrznych; natomiast same siły wywołane zmianami temperatury nie są tak duże, by usprawiedliwiały jakieś obawy przy komorach normalnie wyregulowanych.

Wnioski powyższe wykazują jasno, jak regulowanie może wpływać na bezpieczeństwo lotu i na konserwację materjału. Z tego powodu uwaga inżynierów powinna być zwrócona na naprężenia wewnętrzne jako specjalny przypadek obciążenia czy to przy projektowaniu samolotu, czy też przy próbach statycznych lub próbach w locie; w związku z tem należy:

w biurze konstrukcyjnem, gdy chodzi o wyznaczenie sił wewnętrznych i o sprawdzenie wytrzymałości konstrukcji brać pod uwagę siły występujące przy regulacji;

przestrzegać przy próbach statycznych, by komora do próby była wyregulowana zgodnie z wskazówkami konstruktora;

odpowiednio przeprowadzić próby w locie, by mieć pewność, że wartości maksymalne sił wewnętrznych są wystarczające dla uzyskania bezpieczeństwa w locie i uniknięcia drgań.

Regulacja wymaga znajomości maksymalnych sił dopuszczalnych, które powinny być podane do wiadomości personelowi specjalistów, dając im możność kontrolowania wartości naprężeń występujących podczas regulacji przy pomocy tensometrów lub innych instrumentów łatwych w użyciu.

NOWE PALIWO LOTNICZE

Firma Shell rozpoczęła już normalną produkcję paliwa lotniczego o liczbie oktanowej 100 (według metody U. S. Air Corps), której odpowiada według C. F. R. Motor Method, przyjętej m. i. przez lotnictwo polskie liczba oktanowa 95 do 97. Produkcja jego została umożliwiona dzięki opracowaniu technicznej metody otrzymywania izooktanu, stanowiącego obok wysokogatunkowej benzyny lotniczej i domieszki czteroetylku ołowiu główny składnik nowego paliwa. Dokładny skład nowego paliwa stanowi narazie tajemnicę firmy, wiadomo jedynie, że poza wymienionemi występuje w niem składnik, nadający paliwu właściwą lotność.

Izooktan jest otrzymywany z gazów, stanowiących produkt uboczny przy produkcji benzyny krakingowej. W tym celu z gazów tych izoluje się izobutylen, polimeryzuje się go na dwu-izobutylen, z którego przez uwodornienie otrzymuje się izooktan.

Cena nowego paliwa jest w przybliżeniu dwukrotnie wyższa, aniżeli cena sprzedawanego przez tę samą firmę paliwa o liczbie oktanowej 87. Aczkolwiek brak jest narazie silników, w pełni wyzyskujących możliwości, jakie daje nowe paliwo, to można z całą pewnością orzec, że osiągnięte dzięki niemu korzyści całkowicie usprawiedliwią zwiększony koszt.

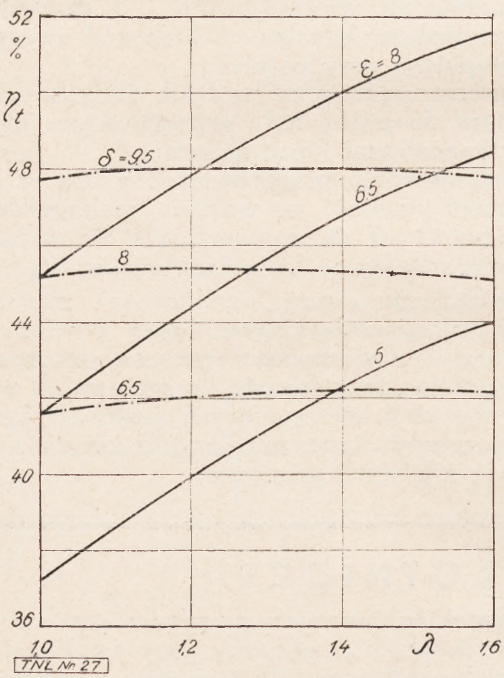
PRZEGLĄD CZASOPISM TECHNICZNYCH

SILNIKI LOTNICZE

Zużycie paliwa i obciążenie cieplne w silnikach lotniczych o zapalaniu iskrowem

Przy udoskonalaniu silników lotniczych kładzie się nacisk przedewszystkiem na niezawodność pracy i ekonomję w eksploatacji. Warunkiem niezawodnej pracy jest nieprzekraczanie pewnych mechanicznych i cieplnych obciążeń silnika, podczas gdy na ekonomję pracy mają największy wpływ ciężar silnika i zużycie paliwa. Tematem artykułu jest rozpatrzenie możliwości zwiększenia ekonomji pracy i zmniejszenia obciążeń cieplnych silników lotniczych o zapalaniu iskrowem. Do kategorji tej mogą należeć silniki zasilane zarówno przy pomocy gaźnika jak i pompek wtryskowych.

Teoretyczna sprawność cieplna silnika spalinowego może być obliczona na podstawie pewnych założeń. W omawianym wypadku obliczenia przeprowadzono dla mieszanki heptanu z benzolem o wartości opałowej 10.000 Kal/kg, wymagającej dla zupełnego spalenia 14,2 kg. powietrza na 1 kg. mieszanki. W obliczeniach uwzględniono ciepła właściwe składników mieszanki paliwa z powietrzem, zasysanej przez silnik, oraz ciepło właściwe gazów spalinowych. Ponadto poczyniono szereg założeń, ujmujących ilościowo i jakościowo pracę silnika.



Rys. 1. Sprawność teoretyczna η przy przedłużonym rozprężaniu λ dla stopni sprężania ε i rozprężania δ.

Jedna z możliwości obniżenia zużycia paliwa polega na tem, aby przy pewnym maksymalnym stopniu sprężania przedłużyć suw rozprężania w porównaniu do suwu sprężania. Ze względów konstrukcyjnych przeprowadzenie obiegu tego rodzaju wchodzi w rachubę jedynie przy zachowaniu niezmienionego układu silnika. W związku z tem skrócenie sprężania w porównaniu do rozprężenia stanie się możliwe na drodze przyspieszenia lub też opóźnienia zamknięcia zaworu wlotowego. W wypadku przyspieszenia ilość zassanej mieszanki będzie mniejsza wskutek wcześniejszego zamknięcia zaworu, w drugim wypadku zaś zostanie osiągnięty ten sam skutek dzięki temu, że tłok wypchnie z powrotem część zassanej mieszanki do przewodu wlotowego. Metoda regulacji, polegająca na zmianie chwili zamknięcia zaworu wlotowego pozostawia objętość skokową i przestrzeń dawkową bez zmiany, zmienia się tylko długość suwu rzeczywistego sprężania a za nią stopień sprężania. Stopień rozprężania zmianom nie ulega.

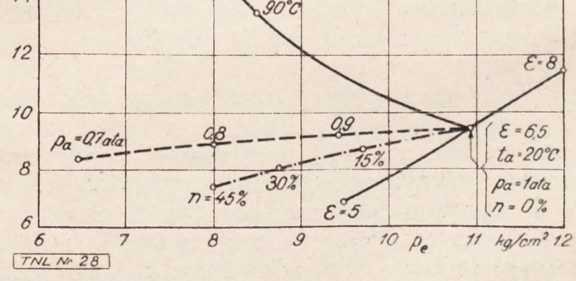
Podstawowe zależności przedstawia rys. 1, podający zależność sprawności teoretycznej ηt od spółczynnika λ dla stałych stopni sprężania ε (5; 6,5; 8) i rozprężania δ (6,5; 8; 9,5). Spółczynnik λ jest stosunkiem suwu rozprężania do suwu sprężania i wyraża się wzorem

$$\lambda = \frac{\delta - 1}{\varepsilon - 1}$$

Jak widać, przedłużanie suwu rozprężania przy stałem sprężaniu (linje ciągłe) podnosi sprawność teoretyczną, podczas gdy skracanie sprężania przy niezmiennem rozprężaniu (linje kreska kropka) nie daje żadnych korzyści.

Na podstawie przeliczeń stwierdzono, że najskuteczniejszym sposobem podwyższenia sprawności teoretycznej jest zwiększanie stopnia sprężania; dobre wyniki pod tym względem daje również zwiększenie nadmiaru powietrza. Dławienie mieszanki pozostawia sprawność teoretyczną bez zmiany, podczas gdy podwyższenie temperatury wlotowej pociąga za sobą spadek sprawności.

Wstępne rozważania nad sprawnością silnika pracującego bez jakichkolwiek strat ustaliły maksymalną sprawność lub też minimalne straty, z któremi należy się liczyć w każdym silniku. Niezależnie od nich należy uwzględnić straty, spowodowane tem, że spalanie rzeczywiste odbiega od teoretycznego. W pierwszym rzędzie więc nie odbywa się ono przy stałej objętości, a zajmuje pewien okres czasu, wskutek czego powstaje zaokrąglenie wierzchołka wykresu, zmniejszające jego powierzchnię. Dysocjacja produktów spalania (CO_2 i H_2O) pogarsza moc indykowaną i podwyższa temperatury gazów wydechowych. Dalsze straty są spowodowane odprowadzaniem ciepła przez ścianki cylindra. Na podstawie prób praktycznych przekonano się, że w dobrze zbudowanych i prawidłowo pracujących silnikach dobroć spalania (sprawność indykowana) wyraża się spół-



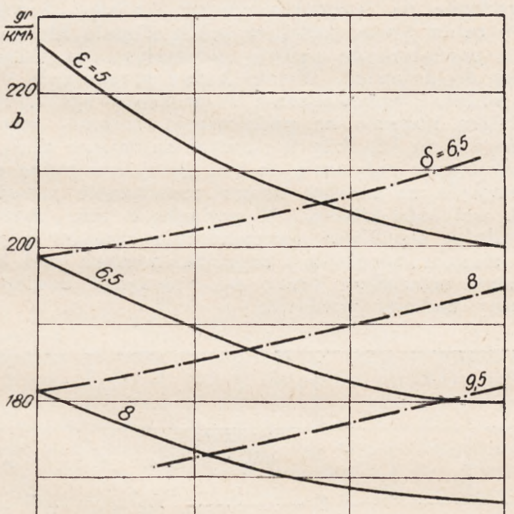
Rys. 2. Zmiana wielkości w charakteryzującej szybkości spalania w zależności od średniego ciśnienia efektywnego p_e

czynnikiem, sięgającym 85% i wyżej. Wielkość ta jest stosunkiem mocy indykowanej silnika do mocy tegoż silnika, pracującego ze sprawnością teoretyczną.

Na przebieg spalania wpływa szereg czynników, jak występujący w czasie tego zjawiska ruch tłoka, ruchy wirowe w przestrzeni dawkowej i inne, z pośród nich najważniejsza jest wszakże początkowa szybkość spalania, od której przedewszystkiem zależy dalszy pomyślny jego przebieg. W związku z tem początkowa szybkość spalania nie może być zbyt mała, dla każdego silnika zatem istnieje pewne minimum, występujące naprzykład przy silnem zubożeniu mieszanki, którego przekroczenie uniemożliwia normalną pracę.

Określaniem szybkości spalania zajęli się Nusselt i inni badacze[1]), opracowując wzory empiryczne na tę szybkość i metody, pozwalające na stwierdzenie, w jakiej mierze zmienność warunków pracy silnika oddziaływa na szybkość spalania. Na tego rodzaju badaniach jest oparty wykres rys. 2, podający zależność wielkości *w*, będącej miarą szybkości spalania, od średniego ciśnienia efektywnego, dla różnych warunków pracy silnika. Na wykresie tym uwzględniono zmienność stopnia sprężania ε, spółczynnika nadmiaru powietrza n, ciśnienia p_a i temperatury t_a na wlocie. Zwraca uwagę wyraźny wpływ, wywierany na szybkość spalania przez stopień sprężania i temperaturę wlotową.

Moc efektywna silnika jest mniejsza od mocy indykowanej o wielkość strat mechanicznych, składających się z oporów mechanicznego tarcia i oporów przepływu gazów podczas zasysania i wydechu. Dla nowoczesnych silników lotniczych o średniej szybkości tłoka, wynoszącej około 10 m/sek, można przyjąć, że równe sobie składowe opory strat mechanicznych dają w sumie 1,2 kg/cm², które należy odjąć od średniego ciśnienia indykowanego dla otrzymania ciśnienia efektywnego. Dalszym czynnikiem podwyższającym straty, jest zależność od stopnia rozprężania sprawności indykowanej silnika, malejącej wraz ze wzrostem tego stopnia.



Rys. 3. Jednostkowe zużycie paliwa w gr/KMgodz. przy przedłużonem rozprężaniu λ dla stopni sprężania ε i rozprężania δ.

Rys. 3 podaje zależność jednostkowego zużycia paliwa od spółczynnika λ dla różnych stopni sprężania i rozprężania. Jak widać, zwiększenie stopnia rozprężania przy stałym sprężaniu daje zysk na zużyciu, najwyraźniej zaznaczony dla stopni sprężania niewielkich.

[1]) W. Nusselt, Die Zündgeschwindigkeit brennbarer Gasgemische, Z. VDI, Bd. 59 (1915), Nr. 43. W. Lindner, Entzündung und Verbrennung von Gas- und Brennstoffdampfgemischen, VDI-Verlag, Berlin 1931.

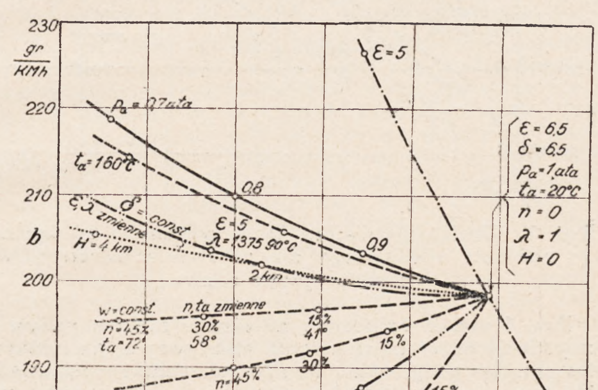
W przeciwieństwie do tego skracanie sprężania przy stałem rozprężaniu podwyższa zużycie paliwa, w związku z czem traci praktyczne znaczenie regulacja silnika, polegająca na zmianie punktu zamknięcia zaworu wlotowego, natrafiająca zresztą na znaczne trudności mechaniczne.

Przy podwyższaniu stopnia rozprężania należy się liczyć z tem, że uzyskane w ten sposób niskie jednostkowe zużycie paliwa jest okupione wzrostem ciężaru silnika na jednostkę mocy. Posuwanie się w kierunku rosnących stopni rozprężania przy zachowaniu stałego sprężania staje się tem mniej opłacalne, im użyte paliwo pozwala na zastosowanie większego stopnia sprężania, gdyż małym stosunkowo oszczędnościom na zużyciu paliwa odpowiadają wówczas znaczne ubytki średniego ciśnienia efektywnego, w stosunku do którego moc jednostkowa silnika jest w przybliżeniu odwrotnie proporcjonalna.

Wprowadzanie zwiększonych stopni rozprężania staje się jeszcze mniej atrakcyjne w wypadku lotów wysokościowych, przedewszystkiem ze względu na towarzyszące temu straty mocy, grożące uniemożliwieniem lotu w silnie rozrzedzonem powietrzu.

W dalszym ciągu zbadano zmiany średniego ciśnienia efektywnego i jednostkowego zużycia paliwa pod wpływem zmiennych nadmiarów powietrza i różnych ciśnień wlotowych, zmienianych przez dławienie. Do obliczeń przyjęto straty mechaniczne w wysokości 1,2 kg/cm² oraz sprawność indykowaną (85%) i ciśnienie przy końcu wydechu (1,2 ata) zgodne z poczynionemi uprzednio założeniami. Założono ponadto, że we wszystkich wypadkach, różniących się między sobą stopniem sprężania, ciśnieniem i temperaturą wlotową, oraz nadmiarem powietrza odpowiednie spalanie będzie zapewnione przez regulację zapłonu i zastosowanie w razie potrzeby paliwa o podwyższonej odporności na detonację.

Zebrane dane posłużyły do zbudowania wykresu rys. 4, podającego w jakiej mierze zmienność poszczególnych warunków pracy silnika, wpływa na zmianę średniego ciśnienia efektywnego i jednostkowego zużycia paliwa. Widać naprzykład, że dławienie silnika jak również podgrzewanie mieszanki na wlocie powoduje spadek mocy przy jednoczesnem podwyższeniu jednostkowego zużycia paliwa. Na specjalną uwagę zasługują linje dla stałej szybkości spalania *w* zachowywanej mimo rosnącego nadmiaru powietrza *n* przez podgrzewanie mieszanki lub przez powiększanie stopnia sprężania. Ostatnia metoda daje znaczne obniżenie zużycia paliwa przy zachowaniu niezmienionej prawie

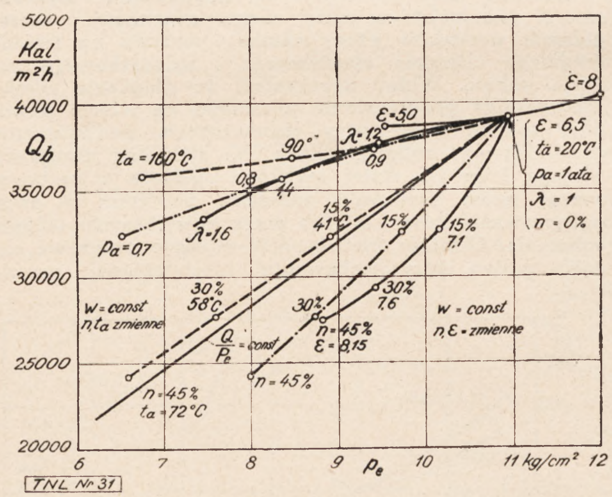


Rys. 4. Zużycie paliwa w zależności od średniego ciśnienia efektywnego dla różnych konstrukcyj i warunków pracy silników.

mocy silnika i nadaje się przedewszystkiem do zastosowania na samolotach o dużym zasięgu.

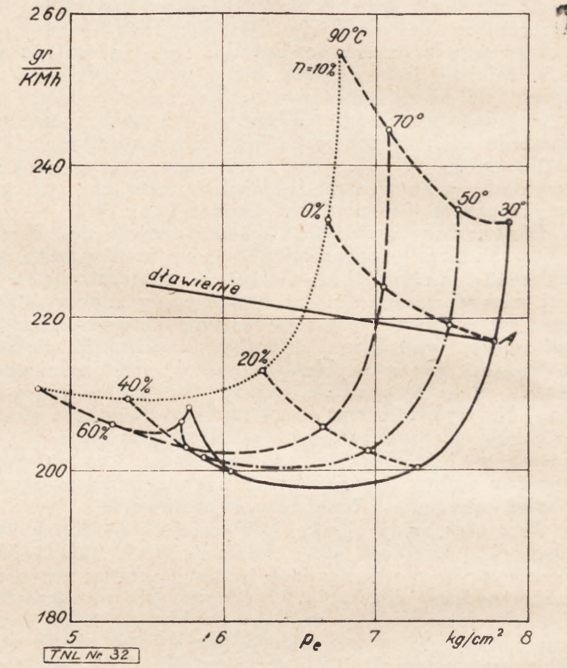
Miarą obciążenia cieplnego jest ilość ciepła, uchodząca przez jednostkę powierzchni rozpatrywanej części. Istnieje metoda obliczania obciążeń cieplnych silników spalinowych, opracowana przez Nusselta i Jaklitscha[2], na podstawie której przeprowadzono obliczenie ilości ciepła, odprowadzanych ze ścianek przestrzeni dawkowej. Rys. 5 przedstawia zależność obciążenia cieplnego od średniego ciśnienia efektywnego przy zmianie różnych warunków pracy silnika. Widać naprzykład, że podwyższanie temperatury podgrzania mieszanki t_a silnie obniża moc silnika, pozostawiając cieplne obciążenie niemal bez zmiany. Dla lepszej orjentacji umieszczono na wykresie prostą stałego stosunku Q/p_e, na której pewnemu spadkowi ciśnienia efektywnego odpowiada proporcjonalne obniżenie się obciążenia cieplnego. Z rysunku 5 wynika, że regulacja nadmiarem powietrza jest również korzystna z punktu widzenia obciążenia cieplnego silnika, pod warunkiem, że zostaną stworzone warunki, zapewniające niezmienną szybkość spalania (w = const.).

Celem sprawdzenia wyników obliczeń przeprowadzono próbę na silniku sześciocylindrowym chłodzonym wodą, pracującym przy stałej ilości 1425 obrotów na minutę. Silnik pracował bez zarzutu również przy znacznych nadmiarach powietrza, zaś spadek mocy i nieprawidłowości w pracy występowały dopiero przy nadmiarach powietrza, wynoszących 45 do 60%, zależnie od stopnia podgrzania mieszanki. Ze względu na prowadzenie niektórych pomiarów przy wysokich temperaturach powietrza wlotowego, musiano zwrócić specjalną uwagę na detonację, zwiększając w razie potrzeby zawartość benzolu w paliwie aż do 80%. Najsilniejsza skłonność do detonacji występowała przy 0 do 10% nadmiaru powietrza, znikając przy zubożaniu mieszanki.



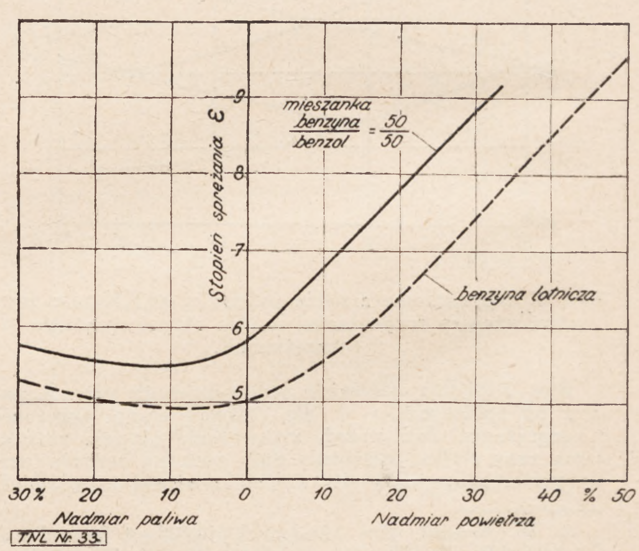
Rys. 5. Obciążenie cieplne Q_b w zależności od średniego ciśnienia efektywnego dla różnych konstrukcyj i warunków pracy silnika.

Rys. 6 podaje zmierzone na silniku zużycia paliwa w zależności od średnich ciśnień efektywnych dla różnych temperatur podgrzania i różnych składów mieszanki. Na tym samym wykresie wniesiono krzywą zużycia paliwa, otrzymaną dla regulacji mocy silnika przez dławienie. Okazuje się, że regulacja mocy silnika przez zmienianie składu mieszanki daje znacznie mniejsze zużycie paliwa, aniżeli regulacja przez dławienie. Równie korzystne dla regulacji składem mieszanki wnioski otrzymano przez badanie ilości ciepła, odprowadzanego przez wodę chłodzącą. Stwierdzono, że przy regulacji mocy przez dławienie obciążenie cieplne silnika spada znacznie wolniej, aniżeli przy regulacji mocy składem mieszanki.



Rys. 6. Zużycie paliwa w zależności od średniego ciśnienia efektywnego dla różnych temperatur mięszanki.

Zdając sobie sprawę z niebezpieczeństwa, jakie stanowi detonacja dla niezawodności pracy silnika, przeprowadzono na jednocylindrowym silniku Armstrong próby celem stwierdzenia, w jakim stopniu zmiana stosunku powietrza do paliwa oddziaływa na skłonność silnika do detonacji. Wyniki badań przedstawia rys. 7. Jak widać, wprowadzenie 30-procentowego nadmiaru powietrza pozwala na podniesienie stopnia sprężania silnika z 5 do 7,5. Przy tak dużym nadmiarze silnik pracował jeszcze regularnie co jest specjalnie godne uwagi ze względu na niezbyt udane rozwiązanie przestrzeni dawkowej tego silnika. W związku z tem można w przyszłości oczekiwać wprowadzenia silników o wysokim stopniu sprężania, zaprojektowanych pod kątem widzenia oszczędnej pracy na mieszance, zawierającej znaczny nadmiar powietrza.



Rys. 7. Wyniki pomiarów na jednocylindrowym silniku Armstrong.

---

[2]) W. Nusselt, Der Wärmeübergang in der Verbrennungskraftmaschine, VDI- Forsch.-Heft, Nr. 264 (1923). F. Jaklitsch, Wärmeübergang bei Maschinen, Gesundh.-Ing. Reihe 1, Beiheft 26 (1929).

Stwierdzenie powyższych zależności skłoniło do przeprowadzenia dodatkowej próby na sześciocylindrowym silniku lotniczym o stopniu sprężania podwyższonym do 8. Celem otrzymania dobrego rozdziału mieszanki bez podgrzewania zastosowano pompkę wtryskową Boscha, doprowadzającą paliwo indywidualnie do każdego cylindra. Podobnie, jak w wyniku poprzedniej próby na silniku uzyskano bardzo niskie zużycie paliwa przy stosowaniu ubogich mieszanek.

WNIOSKI

Z powyższych badań wynikają niektóre wnioski bardzo ważne dla rozwoju i eksploatacji silników lotniczych. Przedłużenie rozprężania przy danym stopniu sprężania i niezmienionym rozrządzie zaworów daje bardzo korzystne zużycie paliwa. Ujemną stroną tego sposobu jest niska moc jednostkowa pracującego w ten sposób silnika. W związku z tem zastosowanie tej metody może mieć znaczenie tylko dla samolotów o wielkim zasięgu lub dla sterowców, dla których ciężar paliwa wielokrotnie przekracza ciężar silników. Najkorzystniejsze rozwiązanie regulacji mocy tego rodzaju silników polegałoby na zmienianiu składu mieszanki paliwa z powietrzem.

Opierając się na pewnym typie paliwa, można osiągnąć najmniejsze jego zużycie jednostkowe na silniku, którego stopień sprężania będzie dobrany w ten sposób, że praca silnika na normalnej mieszance łączyłaby się z detonacją. Przy maksymalnej dopuszczalnej mocy silnik taki byłby napędzany mieszanką zubożoną tylko o tyle, ile trzeba dla usunięcia detonacji. Wysoki stopień sprężania zapewni dostatecznie dobre spalanie mimo ubogiej mieszanki. W obrębie wyższych mocy regulacja odbywałaby się przy pomocy dodatkowego powietrza, przy niższych mocach zaś aż do biegu luzem silnik byłby dławiony. Zastosowanie na czas startu specjalnych wysokoodpornych na detonację paliw pozwoliłoby na czasowe podwyższenie mocy.

W wypadku większości silników, zwłaszcza używanych w komunikacji lotniczej, należy się liczyć z rosnącem w przyszłości znaczeniem regulacji mocy składem mieszanki. Będzie ona polegała na wprowadzaniu dodatkowego powietrza przy jednoczesnem coraz silniejszem podgrzewaniu mieszanki w obszarze mocy od pełnej do około 60% pełnej; w pozostałym obszarze regulacja przez dławienie będzie za sobą pociągała ponowne wzbogacanie mieszanki aż do biegu luzem, przy którym silnik będzie pracował z nadmiarem paliwa. Oznacza to, że przy pełnej mocy i biegu luzem silnik będzie pracował w warunkach przyjętych obecnie. Największa oszczędność na paliwie zostanie uzyskana dla mocy w okolicy 75% pełnej, najczęściej stosowanych. Jednocześnie z tem ulegnie zmniejszeniu przeciętne obciążenie cieplne, co wyjdzie na korzyść niezawodności pracy silników, zaś w wypadku silników chłodzonych wodą pozwoli na zmniejszenie powierzchni chłodnic i powiększenie dzięki temu szybkości. (Kraftstoffverbrauch und Wärmebelastung des Zünderflugmotors, K. Löhner und Th. Helmbold, Bericht 36/2 der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Luftfahrt-Forschung, Band. 13 (1936) Nr. 1).

J. T.

SAMOLOTY

Bezpieczeństwo samolotów wielosilnikowych

Autor ocenia ilościowo względne bezpieczeństwo samolotów wielosilnikowych w porównaniu do jednosilnikowego, obliczając matematyczne prawdopodobieństwo przymusowego lądowania, spowodowanego zatrzymaniem się w locie jednego lub też paru silników. Przy obliczeniach uwzględnia następujące okoliczności:

a) W razie zatrzymania się podczas lotu jednego z silników obciążenie pozostałych musi być powiększone, w wyniku czego niezawodność pracy ich maleje.

b) Prawdopodobieństwo uszkodzenia pierwszego silnika rośnie z ilością silników, znajdujących się na samolocie.

W przeciwieństwie do dawniejszych poglądów głoszących, że bezpieczeństwo lotu zależy w przybliżeniu proporcjonalnie od ilości silników na samolocie, bliższe zbadanie tej sprawy doprowadziło do następującego uszeregowania bezpieczeństwa, jakie dają w locie poniższe układy (od najbardziej do najmniej bezpiecznych):

1) Samolot 4-silnikowy, wymagający dla utrzymania się w powietrzu przynajmniej jednego silnika.

2) Samolot 3-silnikowy, wymagający dla utrzymania się w powietrzu przynajmniej jednego silnika.

3) Samolot 4-silnikowy, wymagający dla utrzymania się w powietrzu przynajmniej dwóch silników.

4) Samolot 2-silnikowy, wymagający dla utrzymania się w powietrzu przynajmniej jednego silnika.

5) Samolot 3-silnikowy, wymagający dla utrzymania się w powietrzu przynajmniej dwóch silników.

6) Samolot 4-silnikowy, wymagający dla utrzymania się w powietrzu przynajmniej trzech silników.

7) Samolot jednosilnikowy.

8) Samolot 2-silnikowy, wymagający wszystkich silników dla utrzymania się w powietrzu.

9) Samolot 3-silnikowy, wymagający wszystkich silników dla utrzymania się w powietrzu.

10) Samolot 4-silnikowy, wymagający wszystkich silników dla utrzymania się w powietrzu.

Na podstawie pewnych rozważań autor dochodzi do wniosku, że jeśli na jedno zatrzymanie w locie silnika samolotu jednosilnikowego wypada 500 lotów, to dla wypadku 6) liczba ta będzie 65 razy większa, dla wypadku 5) — 100 razy większa, dla wypadku 4) — 240 razy większa, dla wypadku 3) wreszcie — 6500 razy większa. (The Relative Safety of Multi-Engine Airplanes, Clark B. Millikan, Journal of the Aeronautical Sciences, January 1936. str. 103—106).

J. T.

METALOZNAWSTWO

Drut stalowy na linki lotnicze

Drut poniżej 5 mm. średnicy wykonywa się przez przeciąganie go przez szereg stożkowych otworów, wykonywanych w twardym materjale (stale specjalne, twarde stopy i t. p.) czyli przez szereg drucideł. Drut w ten sposób wytwarzany jest coraz silniej zgnieciony.

Ze wzrostem zgniotu rośnie wytrzymałość, granica plastyczności i elastyczności drutu, zaś bardzo znacznie obniża się jego wydłużenie. Drut przez zgniot na zimno dostaje naprężeń wewnętrznych, staje się twardy i kruchy. Taki drut nie jest odporny na wstrząsy i łatwo pęka, więc na linki lotnicze się nie nadaje. Jeśli chodzi o nasz cel, musimy zmienić normalny tok fabrykacji drutu w ten sposób, by uzyskać większe wydłużenie (A%), nie obniżając zbytnio wytrzymałości (R) oraz granic płynności (Q) i sprężystości (E).

Porównywując nasze obecne zagadnienie z analogicznem zagadnieniem z zakresu obróbki cieplnej stali, wiemy, że aby powiększyć ciągłość materjału a nie obniżać jego wysokich własności wytrzymałościowych należałoby zastosować odpuszczanie przy niskich temperaturach czyli tak zwane „sezonowanie". Taki zabieg obróbki cieplnej uwalnia materjał z naprężeń, powstałych dodatkowo przy hartowaniu i nie mających nic wspólnego z przyrostem twardości. Skutkiem sezonowania materjał nie traci swych cennych właściwości mechanicznych a pozbywa się szkodliwej kruchości. Zjawisko i skutki zgniotu na zimno, który następuje przy ciągnięciu drutu, są bardzo podobne do skutków hartowania.

Nie wnikając szczegółowiej w samą istotę tego zagadnienia (to jest porównania skutków zgniotu na zimno i hartowania) nasuwa się myśl, że jeżeli uzyskujemy

podobne skutki jako efekt zupełnie różnych przyczyn, to być może, iż znajdziemy wspólny środek zaradczy. Nasuwa się tu myśl o odpuszczaniu drutu w niskich temperaturach względnie, co na jedno wyjdzie, przeciąganiu drutu przez drucidło w temperaturach podwyższonych.

Powyższem zagadnieniem, to jest ciągnięciem drutu w temperaturach 200 do 300° C., zajmowali się Walter Knachstedt i Anton Pomp w pracy p. t.: „Die mechanischen Eigenschaften bei erhöhten Temperaturen gezogener Stahldrähte in Abhängigkeit von dem Ziehgrad, der Bearbeitungstemperatur und dem Kohlenstoffgehalt" (Mitteilungen aus dem Kaiser Wilhelm Institut für Eisenforschung, 1928, str. 117 i nast.).

Badano stale o zawartości węgla 0,03%, 0,35%, 0,70% i 0,84%. Badanie przeprowadzano w ten sposób, że przed drucidłem umieszczono piecyk elektryczny, który ogrzewał do żądanej temperatury przechodzący i następnie przeciągany drut.

Wyniki badań były następujące. Przy ciągnięciu drutu ze stali 0,03% C w zakresie temperatur do 300° C. uzyskano wzrost E, Q i R i spadek A% w stosunku do warunków normalnych. Pozostałe trzy stale (o zawartości węgla 0,35%, 0,70% i 0,84%) wykazały znaczny wzrost E, Q i R przy zadawalającem wydłużeniu, co jest dla rozpatrywanego przez nas zagadnienia szczególnie ważne.

Jeżeli droga wskazana przez Knachstedta i Pompa okaże się dobra, powstanie możliwość dojścia do bardzo pięknych wyników. Tymczasem wyrób drutu o właściwościach potrzebnych na linki odbywa się w ten sposób, że:

1° Odprężamy drut przez „patentowanie".

2° Staramy się zmniejszyć do minimum tarcie przeciąganego drutu o ścianki dyszy drucidła. Chcemy w ten sposób osiągnąć to, by proces przeciągania drutu przez drucidło był procesem „ślizgowym", a nie „tarciowym", to jest, aby przeciągany drut prześlizgiwał się po ściankach drucidła.

Sprawa wyrobu drutu, zwłaszcza w zakresach interesujących lotnictwo, będzie omówiona poszczególnemi fragmentami w dalszych numerach tego pisma.

A. N.

O katalizatorach procesu cementacji żelaza

Doświadczenia były przeprowadzone celem odnalezienia odpowiednich katalizatorów i temperatur dla procesu cementacji żelaza. Do prób użyto soli alkalicznych i metali ziem alkalicznych. W wyniku prac znaleziono, że najbardziej efektywną jako katalizator jest mieszanka 10% NaCl + 10% Na_2CO_3. Mieszanka ta użyta w połączeniu ze stałemi karburyzatorami nie tworzy wolnego cementytu na powierzchni próbki. Jest to przeciwne w porównaniu z działaniem gazowych karburyzatorów.

(Kinzoku No Kenkyu 1934, str. 413—421).

Z. H.

Studja nad teorją chromowania elektrolitycznego

Nie wszystkie metale posiadają zdolność łatwego osadzania się elektrolitycznego z roztworów wodnych. Do takich należy chrom nad którym przeprowadzono badania niniejsze. Badano pokrywanie chromem w kąpieli o różnej ilości CrO_4 SO_4 i Na, przy różnej gęstości prądu i temperaturze. Z badań tych wyciągnięto następujące wnioski: warstwa płynu będąca w kontakcie z katodą jest bardziej alkaliczna jak środek kąpieli; wartość „pH" tej powłoki musi leżeć w pewnych granicach; redukcja chromu do stanu metalicznego następuje zapomocą wodoru atomowego na powierzchni katody, a nie przez wymianę elektronów między katodą a dodatnio naładowanemi jonami metalu. Ta koncentracja atomów wodoru musi być dostateczna dla zredukowania wodorotlenku metalu, ale niedostateczna do wytworzenia bezwodnika chromowego jako: $Cr + 2(OH) = Cr(OH)_2$ (dzięki alkalicznej powłoce na katodzie) i $Cr(OH)_2 + 2H = Cr + 2H_2O$ (zapomocą wodoru atomicznego).

Zdaje się, że ta teorja może mieć zastosowanie do innych metali.

(Elektrochemical Society, 1935). *Z. H.*

KRONIKA

ZEBRANIA ODCZYTOWE W ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

O komforcie w komunikacji lotniczej wygłosił dnia 3 stycznia 1936 r. na specjalne zaproszenie Związku dr. inż. Stefan Zand.

Odczyt ten stanowił w całości niemal powtórzenie pracy pod tytułem: „Acoustics and the Airplane", przedstawionej przez prelegenta dnia 23 stycznia 1934 r. na dorocznem zebraniu Society of Automotive Engineers w Detroit. Mimo znanego tematu odczyt, wygłoszony z wielką swadą i znajomością rzeczy wzbudził wśród słuchaczów duże zainteresowanie, co znalazło wyraz w ożywionej dyskusji, jaka nastąpiła po odczycie.

Nowe drogi w sposobach zabudowania i chłodzenia silników lotniczych wygłosił dnia 10 stycznia 1936 r. inż. Wsiewołod Jakimiuk.

Dając rys historyczny zabudowania silników lotniczych chłodzonych powietrzem, prelegent podzielił rozwój techniczny w tej dziedzinie na cztery etapy. W pierwszym z nich silniki były zabudowywane na płatowcu bez zwracania jakiejkolwiek uwagi na opory wiążące się z chłodzeniem silnika. Pierwszym postępem w tej dziedzinie było wprowadzenie pierścieni typu Townend lub N. A. C. A., zmniejszających znacznie opór samolotu, nie dających wszakże możności regulowania intensywności chłodzenia podczas lotu. Trzeci okres złączył się z rozwojem okapotowania, pozwalającego na częściową regulację chłodzenia, ostatni etap wreszcie da w niedalekiej, być może, przyszłości okapotowanie o chłodzeniu całkowicie przymusowem, pozwalające na dowolną regulację temperatur silnika podczas lotu.

Po omówieniu własności okapotowań dotychczasowych typów i przedstawieniu niektórych konstrukcji Państwowych Zakładów Lotniczych, prelegent zaznajomił z obecnym stanem prac, rozpoczynających czwarty, końcowy okres rozwoju zabudowania silników lotniczych chłodzonych powietrzem, opierając się w głównej mierze na pracach, przeprowadzonych w Anglji. Chłodzenie nowego typu (t. zw. duct cooling) polega na zamknięciu silnika w całkowicie otaczającej go osłonie i na wzbudzeniu w obrębie tej osłony przepływu powietrza o dowolnej szybkości przy pomocy wentylatora. Tak chłodzony silnik może być zamknięty w obrębie skrzydła i ukształtowany w ten sposób, że zewnętrzny kształt płatowca będzie wolny od odkształceń, spowodowanych obecnością silnika. Dalsze korzyści da zastosowanie przy tym układzie śmigieł cisnących.

Na zakończenie prelegent podał wyniki przeliczeń, dotyczących samolotu o dwóch silnikach po 300 KM i 4000 m. wysokości nominalnej, o ciężarze całkowitym 2500 kg. i powierzchni nośnej 20 m². Rozpatrzono 3 alternatywy:

1) Silniki o cylindrach w gwiazdę (naprzykład Skoda GR 760) o normalnem okapotowaniu. Wielkość charakterystyczna $C_x.S$, będąca miarą oporu całkowitego, wypadła równa 42,7, a odpowiadająca temu szybkość maksymalna V^x = 455 km/godz.

2) Silniki rzędowe współcześnie używanego typu.

$C_x.S$ = 35,45; V_x = 484 km/godz.

3) Silniki schowane całkowicie w skrzydłach, chłodzone wentylatorami:

$C_x.S$ = 31; V_x = 527 km/godz.

Przebieg dyskusji po odczycie był następujący:

Inż. Łabuć wyjaśnił bliżej działanie pierścienia Townenda oraz podał definicję wprowadzonego przez Instytut Aerodynamiczny spółczynnika dobroci pierścienia:

$$\gamma = \frac{C_{ks} - C_{ksp}}{C_{ks} - C_k}$$

gdzie przez c oznaczone są spółczynniki oporu różnych układów, określonych wskaźnikami: k — sam kadłub; ks — kadłub z silnikiem, jednak bez pierścienia; ksp — kadłub z silnikiem i pierścieniem. Dla najbardziej udanego z pośród badanych pierścieni uzyskano γ = 0,77.

Inż. Kosko podkreślił konieczność regulacji intensywności chłodzenia i zwrócił uwagę na chłodzenie przy pomocy cieczy. Wierzy w dalszy rozwój tego rodzaju chłodzenia, łatwiejszego do konstrukcyjnego opanowania. Ostatnie twierdzenie opiera na tem, że wraz z przymusowem chłodzeniem powietrznem musianoby wprowadzić nowe elementy pod postacią wentylatorów i specjalnych dysz dla powietrza chłodzącego.

Odpowiedź. Prelegent celowo pominął chłodzenie cieczą, unikając wprowadzania dyskusji na zbyt daleko idące tory. Uważa, że wprowadzenie wentylatorów byłoby również bardzo celowe w stosunku do chłodnic silników chłodzonych cieczą. Stwierdza, że współczesny rozwój silników lotniczych wskazuje wyraźnie na przewagę chłodzenia powietrzem. Zaznacza, że niski pozornie ciężar jednostkowy silników chłodzonych cieczą bywa niejednokrotnie fikcją: tak naprzykład silnik Hispano-Suiza Ybrs ważący jakoby tylko 450 kg. wymaga ponadto chłodnicy z cieczą o łącznym ciężarze dodatkowym 120 kg.

Inż. Kamienobrodzki zwraca uwagę na temat odczytu , nawiązujący do sprzecznych dążeń, uwypuklających się przy współpracy fabryk silników i płatowców na tle chłodzenia silników. Zaznacza, że przy opracowywaniu tych zagadnień zagranicą decydujący głos ma fabryka silników: firma Bristol Airplane Company zgodziła się na zamontowanie silników Pegasus VI na samolotach Douglas DC-2 pod warunkiem, że zabudowanie tych silników będzie jej powierzone. Porusza kwestję zużycia paliwa, dającego się obniżyć, jak wskazują ostatnie doświadczenia firmy Bristol, do 180 gr. na KMgodz. Przypomina, że wyczyny samolotu mogą być poprawione również przez staranne opracowanie konstrukcji płatowca (samoloty na Coupe Schneider).

Inż. Księski zapytuje, w jakiej odległości od cylindrów ma być umieszczona osłona, prowadząca powietrze, dostarczane przez wentylator. Odpiera zarzut prelegenta, jakoby konstruktor silników nie liczył się z wymaganiami konstruktora płatowca. Stan taki był spowodowany warunkami, które dziś już należą do przeszłości, gdyż obecnie konstruktor silnika wie już, na jakim płatowcu zostanie użyty jego silnik. Specyficzną trudność stanowi obecność gaźnika i chwytu, doprowadzającego doń powietrze; po założeniu silnika na płatowiec może się okazać, że wylot chwytu powietrza wypada naprzykład za tylną krawędzią pierścienia N. A. C. A., co wpływa ujemnie na moc i zużycie paliwa. Chwyt powietrza może być skierowany ku przodowi, dzięki czemu zostaje w nim stworzone ciśnienie szybkości, podnoszące moc i wysokość nominalną silnika; ta ostatnia może w ten sposób wzrosnąć o 700 do 1000 m. Deflektory ciśnieniowe mogą utrudnić tego rodzaju doładowanie silnika. Przy gaźnikach dolnossących (down-draft) trzeba nieraz wyrzucić chwyt powietrza całkowicie na zewnątrz, na co naprzykład śmiało decydują się w Stanach Zjednoczonych Am. Półn. Zwraca uwagę na stosowany również typ pierścieni z garbkami obwodowemi, dostosowanemi do skrzynek zaworowych.

Odpowiedź. Osłona (koszulka), prowadząca wzdłuż cylindrów powietrze, dostarczane przez wentylator, może być umieszczona w różnych odległościach, najlepsze wyniki wszakże daje styk osłony z żeberkami cylindrów. Zgadza się na uwagi, dotyczące doprowadzania powietrza do gaźnika. W samolotach, budowanych przez P. Z. L. dla Rumunji, powietrze jest pobierane z przestrzeni przed deflektorami cylindrów.

Inż. Nowkuński zapytuje, jak wyglądałoby podparcie wału silnika, napędzającego śmigło cisnące. Przechodząc przez tylną podłużnicę skrzydła, wał musiałby być w niej sztywno podparty, przenosząc drgania silnika na skrzydło ze szkodą dla jego bezpieczeństwa. Zapatruje się sceptycznie na przewidywany przez prelegenta spadek oporu przy chłodzeniu wentylatorem, zwracając uwagę na konieczność uwzględnienia dodatkowego oporu, wywołanego pobieraniem przez wentylator powietrza z przed skrzydła i oddawaniem go za skrzydłem. Zwraca uwagę na minimalne straty na chłodzenie współczesnych silników chłodzonych powietrzem.

Odpowiedź. Prelegent nie zastanawiał się nad rozwiązaniem podparcia wału, jednak nie uważa zagadnienia tego za niemożliwe. Wierzy, iż przy chłodzeniu wentylatorem straty na chłodzenie byłyby minimalne.

Inż. Seńkowski powołuje się na ogłoszony w Automobiltechnische Zeitschrift wynik badań niemieckich nad chłodzeniem silnika powietrzem przy użyciu wentylatora. Da to zyski, jednak po przebyciu bardzo ciężkiej drogi. Badania angielskie, na których oparł się prelegent, nie oświetliły wyraźnie nowej drogi postępowania. Średnica umieszczonego w skrzydle wentylatora będzie ograniczona grubością skrzydła, a zatem niewielka, co w połączeniu z dużem zapotrzebowaniem powietrza zmusi do zastosowania wysokich obrotów wentylatora. Wiadomo, że wentylatory o dużym wydatku i małej średnicy odznaczają się bardzo niską sprawnością, nieprzekraczającą 50%. Czołowe fabryki silników opracowują już płaskie silniki skrzydłowe, otaczając swoje prace w tym kierunku całkowitą tajemnicą. Co do chłodzenia cieczą, to znalezienie cieczy, wrzącej przy 300° C., położyłoby kres chłodzeniu powietrznemu. Przed paru laty proponował wykonanie pierścienia z garbkami, jednak planów tych nie urzeczywistniono.

Odpowiedź. Artykułu w ATZ prelegent nie czytał. Pierwsze prace nad chłodzeniem wentylatorem przeprowadził w 1926 r. Mc Kinnon-Wood, wytyczając kierunek badań niezależny od deflektorów ciśnieniowych. Prelegent nie zajmował się bliżej wentylatorami, dostosowanemi do skrzydeł samolotu. Pierścień z garbkami na obwodzie był wykonany, jednak prób nie przeprowadzono.

Zużycie materjałów pędnych w silnikach lotniczych wygłosił dnia 24 stycznia 1936 r. inż. Kazimierz Kamienobrodzki.

Odczyt ten wraz z dyskusją zostanie wydrukowany w marcowym numerze „Technicznych Nowości Lotniczych".

WALNE ZEBRANIE Z. P. I. L.

Dnia 26 stycznia b. r. w lokalu Związku Polskich Inżynierów Lotniczych, mieszczącym się w Instytucie Aerodynamicznym przy ul. 6 Sierpnia 50, odbyło się Zwyczajne Walne Zgromadzenie Związku.

Władze Związku zostały wybrane w składzie następującym:

Zarząd: Prezes inż. Al. Seńkowski. Członkowie: inż. W. Challier, inż. L. Dulęba, inż. K. Jagoszewski, inż. M. Kaczanowski, inż. L. Łabuć, inż. W. Zaręba. Zastępcy: inż. Z. Lubiński, inż. Z. Łuczyński.

Komisja Rewizyjna: inż. Z. Arnd, inż. Al. Grzędzielski, inż. Fr. Misztal.

Komisja Weryfikacyjna: inż. J. Rzeczycki, inż. R Suryn, inż. J. Tuszyński.

Sąd Koleżeński: inż. St. Krzyczkowski, inż. M. Kurman, inż. W. Makowski, inż. J. Pawlikowski, inż. Al. Pirowski.

Walne Zgromadzenie zaszczycili swoją obecnością członkowie honorowi Związku pp. profesorowie C. Witoszyński i M. Huber.

Walne Zgromadzenie Z. P. I. L. obradowało nad szeregiem ważnych dla Związku zagadnień, uchwaliło Preliminarz Budżetowy na rok 1936 oraz nowy Statut Związku.

OBECNY STAN I PRZEWIDYWANY ROZWÓJ TECHNIKI LOTNICZEJ

Streszczenie odczytu, wygłoszonego dnia 20 października 1935 r. na zaproszenie Belgijskiego Stowarzyszenia Inżynierów przez Louis Breguet, dyrektora Breguet - Morane - Wibault - Mauboussin i wiceprezesa Air - France.

Charakteryzując ogólnie konstrukcję samolotów, prelegent zaznaczył, że ciężar skrzydeł w stosunku do całego samolotu spadł obecnie do 8% dla małych samolotów, dla dużych zaś o ciężarze 10 tonn — do 14%, dla 20-tonnowych wreszcie do 17%. Co się tyczy skrzydeł, kadłuba i opierzenia, to teoretycznie ciężar ich zwiększa się w stosunku do mocy jak 3 do 2 a praktycznie jak 5 do 4. Ogólnie biorąc, należy się liczyć z ciężarem całkowitym konstrukcji bez silników wynoszącym 35% ciężaru brutto dla płatowców handlowych, a przy najnowszych konstrukcjach wynoszącym nawet 30%.

Ciężar silników wraz z akcesorjami, śmigłami i ewentualnie chłodnicami wynosi obecnie dla mocy 200 do 300 KM 1,2 do 1,3 kg/KM, dla 600 do 800 KM — 1 kg/KM, dla 1000 do 1500 KM — 0,85 kg/KM. W związku z powyższem ciężar silników, od których wymaga się w samolotach nowoczesnych 1 KM na 5—6 kg ciężaru brutto samolotu, wyniesie około 18% tegoż ciężaru. Wynoszący 10 do 12 tonn ciężar samolotu bez obciążenia stanowi około 48% ciężaru brutto samolotu, natomiast dla samolotów przeznaczonych do lotów długodystansowych i mających duże obciążenie przy starcie stosunek ten wyniesie 45%.

Przechodząc z kolei do własności aerodynamicznych współczesnych samolotów, prelegent stwierdza, że od czasów wojny światowej, kiedy tę, wyrażający stosunek całkowitego oporu powietrza do ciężaru samolotu, wynosił 12 do 18%, wielkość $tg\varphi$ zdołano zmniejszyć do 12—13% a nawet obecnie do 7%, przyczem można przewidzieć dalsze jego zmniejszenie do 6% a nawet do 5,5%. Niektóre szybowce, przeznaczone dla lotów wyczynowych, posiadają nawet $tg\varphi = 4\%$, co odpowiada własnościom aerodynamicznym mew i jaskółek. Sprawność śmigieł wzrosła z 70 do 80% i prawdopodobnie da się jeszcze zwiększyć do 83% przez zastosowanie śmigieł, obracających się w przeciwnych kierunkach. Stanowi to niewiele wobec sprawności skrzydeł ptaków, wynoszącej do 95%.

Sprawa silników poruszona była tylko pobieżnie przez prelegenta, który uważa, że jednostkowe zużycie paliwa, wynoszące obecnie około 230 do 270 gr/KMgodz. da się z trudem zmniejszyć do 200 gr dla silników benzynowych dzięki użyciu paliw o wysokiej odporności na detonację. Pod tym względem należy przyznać pierwszeństwo silnikom na paliwo ciężkie, spalającym tańszy produkt przy mniejszem zużyciu jednostkowem, wynoszącem 160 do 180 gr/KMgodz.

Rosnące wciąż jednostkowe obciążenie powierzchni nośnych pociąga za sobą znaczny wzrost szybkości lądowania samolotów. Dziś stosuje się cały szereg urządzeń, pozwalających na zmniejszenie tej szybkości, jednak podczas lądowania silnik przedstawia ciężar bezużyteczny, i zdaniem prelegenta przyjść musi chwila, gdy zostanie on użyty do dodatkowego zmniejszenia szybkości lądowania. Należy pozatem zwrócić uwagę na zły stan lotnisk, nie pozwalający zwykłemu samochodowi na rozwijanie bez obawy uszkodzenia szybkości, przekraczających 50 km/godz.

L. Breguet zwrócił specjalną uwagę na opłacalność i na bezpieczeństwo ruchu w lotnictwie. Małe i lekkie samoloty z konieczności muszą być mniej opłacalne i bezpieczne, gdyż niski ciężar tych samolotów nie pozwala na wyposażenie ich we wszystkie urządzenia zwiększające bezpieczeństwo lotu. Pierwszeństwo mają tu duże wielosilnikowe samoloty. Niepowodzenie komunikacji lotniczej należy tłomaczyć używaniem zbyt małych samolotów, odlatujących zbyt rzadko. Nieopłacalność francuskich linji lotniczych mogłaby być usunięta, gdyby zarówno rząd jak i towarzystwa lotnicze zdecydowały się jednorazowo na duży wysiłek i uruchomiły lepsze i szybsze samoloty komunikacyjne.

NOWE WYDAWNICTWA

Instytut Spraw Społecznych „Kalendarz Bezpieczeństwa i Higjena Pracy", str. 96. Cena 50 gr.

Wydany w początku bieżącego roku kalendarz przedstawia w skoncentrowanej i przejrzystej formie szereg zagadnień, wiążących się z zapewnieniem bezpieczeństwa i higjeny pracy w przemyśle. O konieczności zwrócenia bacznej uwagi na te sprawy świadczą ogromne sumy strat, sięgających około 250 miljonów złotych rocznie, ponoszonych przez gospodarstwo polskie z powodu wypadków przy pracy. Zastosowanie urządzeń i przepisów ochronnych, zapobiegających wypadkom, pociąga za sobą oczywiście pewne koszty, których wysokość jest wszakże bez porównania mniejsza od przytoczonej sumy. Zamierzeniem wydawców kalendarza było zebranie podstawowych przepisów, stwarzających higjeniczne, kulturalne i bezpieczne warunki pracy, oraz przedstawienie tak licznych przy dzisiejszym rozwoju techniki niebezpieczeństw, na jakie jest narażony robotnik podczas pracy. Wytyczne te w połączeniu ze zwięzłą i przekonywującą treścią oraz starannym doborem rysunków stwarzają z kalendarza wydawnictwo o doniosłem znaczeniu dla sprawy bezpieczeństwa i higjeny pracy w Polsce.

PRZEDPŁATA w kraju (z przesyłką): kwartalnie zł. 4.50, półrocznie zł. 9.00, rocznie zł. 18,00. Zagranicą z przesyłką zł. 24.00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł. 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr. 28.358 lub pocztowemi przekazami rozrachunkowemi (rozrachunek Nr. 283), wolnemi od opłat pocztowych.

Wydawca: ROMAN NOWICKI. REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Czerwonego Krzyża 21/23 m. 6.**
Redaktor odp.: TADEUSZ STAWIŃSKI **tel. 2.05.67, czynne codziennie od godz. 17 do 18.**

2591 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka, Warszawa, Ordynacka 3, tel. 644-59.